

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
"САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)"

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ГТД С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

Электронное учебное пособие

С А М А Р А
2014

УДК СГАУ: 6(075)+621.431(075)+535.5(075)
ББК СГАУ: 39.5597+22.253.397

Авторы-составители: Попов Григорий Михайлович
Горячкин Евгений Сергеевич
Смирнова Юлия Дмитриевна
Батурин Олег Витальевич

Попов Г.М. Численное моделирование рабочего процесса и расчета характеристик вентилятора ГТД с помощью методов вычислительной газовой динамики [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Г.М. Попов, Е.С. Горячкин, Ю.Д. Смирнова; О.В. Батурин Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (11,4 Мбайт). - Самара, 2014. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В учебно - методическом пособии подробно изложена технология численного моделирования рабочего процесса и расчета характеристик вентилятора ГТД с использованием программного комплекса NUMECA FINE™/Turbo. Подробно описана последовательность создания расчетной модели, настройки граничных условий, автоматизированного расчета характеристики вентилятора и обработки результатов расчета. Также приведены рекомендации по численному моделированию рабочего процесса в вентиляторе.

Учебное пособие предназначено для обучения специалистов направления подготовки специалистов по специальности 16070001.65 Проектирование авиационных и ракетных двигателей (специализация 1 "проектирование авиационных двигателей и энергетических установок"), изучающих дисциплину "Моделирование потоков в лопаточных машинах" в 7 семестре и подготовки магистров по направлению 160700.68 - ДВИГАТЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (магистерская программа "Интегрированные информационные технологии в авиадвигателестроении")), изучающих дисциплину "Газовая динамика авиационных двигателей и энергетических установок" в А и В семестре, а также для научных работников, чьи исследования связаны с рабочими процессами в вентиляторах ГТД.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ	5
ВВЕДЕНИЕ	8
1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЕНТИЛЯТОРЕ ГТД И НЕОБХОДИМЫЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ	10
1.1. Постановка задачи численного моделирования рабочего процесса в вентиляторе ГТД	10
1.2. Исходные данные для численного моделирования рабочего процесса вентилятора ГТД	11
1.3. Формирование блока исходных данных для моделирования рабочего процесса вентилятора ГТД в программном комплексе <i>NUMECA FINE\Turbo</i>	14
1.3.1. Создание геометрии описывающей меридиональные обводы проточной части	15
1.3.2. Создание геометрии описывающей поверхности лопа-ток	17
2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЕНТИЛЯТОРЕ ГТД В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ <i>NUMECA</i>	20
2.1. Формирование сетки конечных элементов расчетной модели вентилятора ГТД	22
2.1.1. Загрузка геометрии и задание ее основных параметров	24
2.1.2. Создание сетки конечных элементов	32
2.1.3. Проверка качества сетки конечных элементов	44
2.1.4. Проверка граничных условий	48
2.2. Описание граничных условий и настройки решателя при исследовании течения в вентиляторе с использованием <i>CAE</i> пакета <i>NUMECA</i>	50
2.2.1. Запуск программы <i>FINE™/Turbo</i>	50
2.2.2. Задание граничных условий	52
2.2.3. Настройка решателя	60
2.2.4. Запуск итерационного расчета	64
2.3. Обработка результатов расчета в программном комплексе <i>NUMECA</i>	66
2.3.1. Построение расчетных картин распределения пара-	68

метров трехмерного потока	
2.3.2. Построение векторов скоростей	76
2.3.3. Построение графических зависимостей изменения параметров, осредненных в окружном направлении по высоте проточной части	77
2.3.4. Определение интегральных параметров потока в характерных сечениях	83
2.3.5. Построения линий тока	84
3. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ГТД С ПОМОЩЬЮ ЕГО ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ <i>NUMECA</i>	88
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	106

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Параметры лопаточных машин

c	— скорость потока в абсолютном движении, м/с;
D	— диаметр, м;
F	— площадь проходного сечения, м ² ;
G	— массовый расход газа, кг/с;
k	— показатель изоэнтропы;
L	— удельная работа, Дж/кг;
M	— число Маха (отношение скорости потока к местной скорости звука), крутящий момент, Н · м;
N	— мощность, кВт;
n	— частота вращения, мин ⁻¹ ; показатель политропы;
p	— давление, Па;
P	— сила, Н;
r	— радиус, м;
R	— универсальная газовая постоянная, Дж/(кг·К);
T	— температура, К;
u	— окружная скорость рабочего колеса, м/с;
w	— скорость потока в относительном движении, м/с;
z	— число лопаток;
α	— угол потока или лопатки в абсолютном движении, град;
β	— угол потока или лопатки в относительном движении, град;
ξ	— коэффициент потерь;
ρ	— плотность, кг/м ³ ;
σ	— коэффициент восстановления полного давления;
η	— коэффициент полезного действия;
π_k^*	— степень сжатия;
ω	— угловая скорость, рад/с.

Индексы

<i>*</i>	—	Параметры торможения (полные параметры);
<i>a</i>	—	осевое направление (по оси турбо-машины);
<i>в</i>	—	сечение на входе в компрессор;
<i>κ</i>	—	Сечение на выходе из компрессора, периферийный;
<i>кр.</i>	—	кромочный, критический;
<i>л</i>	—	лопаточный;
<i>n</i>	—	перпендикулярный (по нормали);
<i>РК</i>	—	относящийся к рабочему колесу;
<i>СА</i>	—	относящийся к сопловому аппарату;
<i>ср</i>	—	средний;
<i>ут</i>	—	связанный с утечками;
<i>с</i>	—	в абсолютной системе координат;
<i>r</i>	—	радиальный, связанный с потерями;
<i>s</i>	—	изоэнтропический;
<i>и</i>	—	параметр в окружном направлении;
<i>w</i>	—	в относительной системе координат;
<i>1</i>	—	сечение на входе в рабочее колесо;
<i>2</i>	—	сечение на выходе из рабочего колеса.
<i>3</i>	—	сечение на выходе из направляющего аппарата.

Условные сокращения

<i>ГМ</i>	—	главное меню;
<i>ГТД</i>	—	газотурбинный двигатель;
<i>ГТУ</i>	—	газотурбинная установка;
<i>КПД</i>	—	коэффициент полезного действия;
<i>ЛВ</i>	—	лопаточный венец;
<i>ЛМ</i>	—	лопаточная машина;
<i>ЛКМ</i>	—	левая кнопка мыши;
<i>ПКМ</i>	—	правая кнопка мыши;
<i>РЗ</i>	—	радиальный зазор;
<i>РК</i>	—	рабочее колесо;
<i>НА</i>	—	направляющий аппарат;
<i>СК</i>	—	система координат;

- ТДЛА* — кафедра теории двигателей летательных аппаратов;
ТРД — турбореактивный двигатель;
ТРДД — турбореактивный двухконтурный двигатель;
CFD — англоязычная аббревиатура «*Computational Fluid Dynamics*», широко применяемая для обозначения вычислительной газовой динамики.

Остальные обозначения, индексы и условные сокращения объяснены в тексте.

ВВЕДЕНИЕ

Сегодня в газотурбинном двигателестроении широко развит подход, когда фирма создает или покупает базовый газогенератор - ядро двигателя, включающий в себя компрессор и турбину высокого давления и камеру сгорания, и создает на их базе целое семейство двигателей разных назначений, уровней тяг и схем. Причем отличия разных двигателей, созданных на базе одного газогенератора, заключается в основном в каскаде низкого давления - компрессором и турбиной низкого давления. Таким образом, при модернизации ГТД с целью повышения или понижения его тяги для расширения диапазона применения и соответственно рынка сбыта первоочередной задачей двигателестроительной фирмы является проектирование каскада низкого давления [1]. По указанной причине создание эффективных компрессоров (вентиляторов) и турбин низкого давления - важная и актуальная научно - техническая проблема. Здесь и далее под вентилятором понимается компрессор низкого давления с относительно высокими лопатками.

В отличие от лопаточных компрессоров других типов, рабочий процесс вентилятора имеет ряд важных особенностей, которые должны быть учтены в процессе проектирования. Во первых, вентилятор работает с самым холодным в ГТД воздухом, а это значит, что скорости потока в нем в основном сверхзвуковые, что требует применения существенных усилий при проектировании для получения требуемой степени сжатия при сохранении высокого уровня эффективности. Во вторых, течение в первых ступенях компрессора носит сложный пространственный характер, что усложняет достижения высокого КПД [2,3,4,5]. В третьих, лопатки первых ступеней компрессора имеют наибольшую высоту и по этой причине испытывают большие нагрузки от центробежных сил, а также большие амплитуды колебания в работе, и требуют большой работы по обеспечению их прочностного состоя-

ния. В четвертых, для современных двухконтурных двигателей вентилятор вносит наибольший вклад в шум двигателя и, следовательно, этот узел должен проектироваться с учетом максимального снижения звукового загрязнения [6].

Таким образом, для проектирования эффективного вентилятора нужно найти компромисс между требованиями по газодинамической эффективности, прочности, вибрационной надежности, уровня шума, что делает процесс его создания сложным и нетривиальным. По этой причине работы, направленные на создание научно - технического задела в области проектирования и доводки надежных, высокоэффективных и экологически чистых вентиляторов является актуальной.

Одним из способов ускорения и повышения качества проектирования и доводки турбомашин всех типов, в том числе и вентиляторов, является применение методов вычислительной газовой динамики, основанной на решении уравнений Навье - Стокса, описывающих течение жидкости или газа с минимальными на сегодняшний день допущениями [7, 8, 9].

В данном методическом пособии описывается технология численного моделирования рабочего процесса и расчета характеристик вентилятора ГТД с использованием программного комплекса *NUMECA FINE™/Turbo* [11], специально созданного для решения задач турбомашиностроения. Особенностью данного комплекса является, что он использует строго гексаэдральный тип сети конечных элементов, который строится в автоматизированном режиме.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЕНТИЛЯТОРЕ ГТД И НЕОБХОДИМЫЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

1.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЕНТИЛЯТОРЕ ГТД

Численное моделирование рабочего процесса в вентиляторе ГТД, как и численное моделирование любых других гидрогазодинамических процессов базируется на решении методом конечных объемов системы уравнения Навье - Стокса [7, 8, 9]. Данная система уравнений на сегодняшний день является наиболее точной для расчета подобных процессов, описывает движение жидкости или газа с минимальными допущениями. Данная система уравнений может быть решена только численными методами и требует для этого значительных вычислительных ресурсов.

Численное моделирование течения газа в какой-либо расчетной области состоит из нескольких этапов:

- пространственная дискретизация уравнений потока;
- вычисление потока;
- визуализация результатов.

На первом этапе строится геометрия расчетной области включающую в себя часть пространства занятую жидкостью и газом, процессы в которой оказывают влияние на картину потока в интересующей области. Далее проводится дискретизация расчетной области, т.е. разделение на конечные объемы (ячейки). Она производится таким образом, что ячейки заполняют полностью все пространство расчетной области, не образуя при этом ни пустот,

не пересечений. Теоретически конечные объемы могут быть любой произвольной формы. Но с точки зрения вычислительной точности в рамках строгой теории методов дискретизации наиболее оптимальным является использование ортогональных ячеек в форме гексаэдров.

На втором этапе задаются граничные условия, и непосредственно проводится расчет. На третьем этапе проводится визуализация решения и анализ результатов в постпроцессоре.

1.2. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВЕНТИЛЯТОРА ГТД

Расчетная модель рабочего процесса в вентиляторе представляет собой области течения вокруг лопаточных венцов ступени с наложенной на нее сеткой контрольных объемов. Геометрия расчетной области полностью повторяет область течения рабочего тела в проточной части вентилятора. Геометрию расчетной области условно можно разделить на несколько блоков: область ВНА (если имеется), область РК, область НА, притрактовые и вспомогательные области (рис. 1.1). Необходимость разбиения проточной части на блоки вызвана тем, что разные ее элементы будут рассчитываться в разных системах координат (РК рассчитывается во вращающейся СК, а НА и ВНА в неподвижной). Предлагаемая ниже технология подразумевает расчет в стационарной постановке, т.е. без учета нестационарных процессов, имеющих место в вентиляторе. Поэтому параметры на выходе из каждого блока будут осредняться в окружном направлении и передаваться в качестве входного граничного условия на блок расположенный ниже по течению. Входная и выходная граница расчетной области по возможности должна быть отнесена от кромок ЛВ на расстояние не менее чем шаг решетки.

Течение в исследуемом вентиляторе рассматривается в цилиндрической СК, одна из осей которой совпадает с осью вращения турбомшины. Течение в НА и ВНА и притрактовых полостях изучается в стационарной (неподвижной) СК. Течение в РК – в подвижной СК, вращающейся с частотой вращения ротора.

Численные методы газовой динамики являются поверочным расчетом и по этой причине для его проведения необходимо максимально полно описать

геометрию интересующей области. Таким образом, для численного моделирования рабочего процесса вентилятора необходимо иметь следующие данные:

- точный чертеж меридионального сечения проточной части вентилятора ГТД в масштабе $1:1$ (рис. 1.2);
- геометрию (таблицу координат в нескольких контрольных сечениях) всех лопаточных венцов входящих в исследуемый вентилятор. Чем больше контрольных сечений будет иметь лопатка, тем точнее будет описана ее поверхность (рис. 1.3);
- количество лопаток всех рабочих и направляющих венцов;
- величины радиальных зазоров над торцами лопаток.

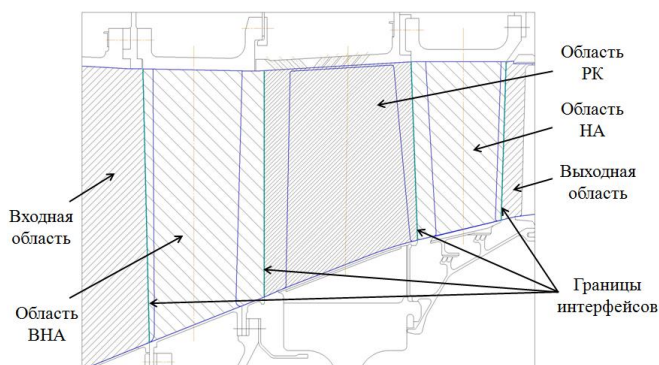


Рис. 1.1. Схема проточной части ступени компрессора с указанием структурных блоков

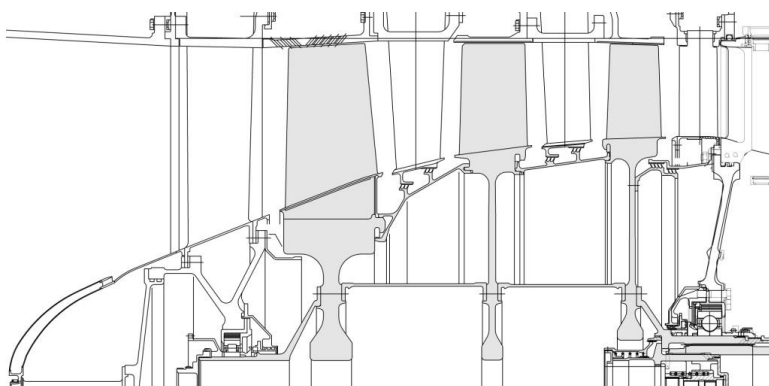


Рис. 1.2. Вентилятор, рассматриваемый в качестве примера

$$\sqrt{R_0 t_0} \quad (\sqrt{t})$$

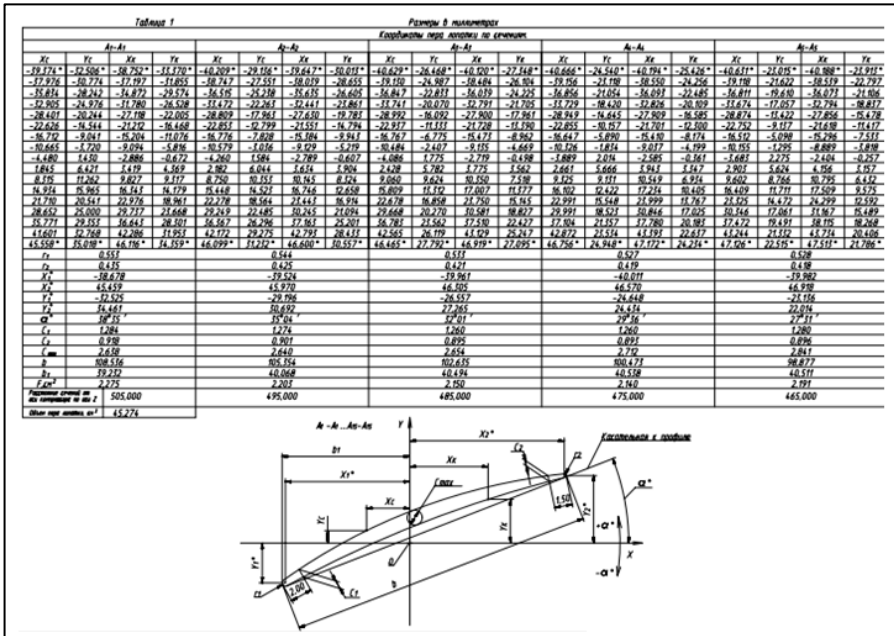
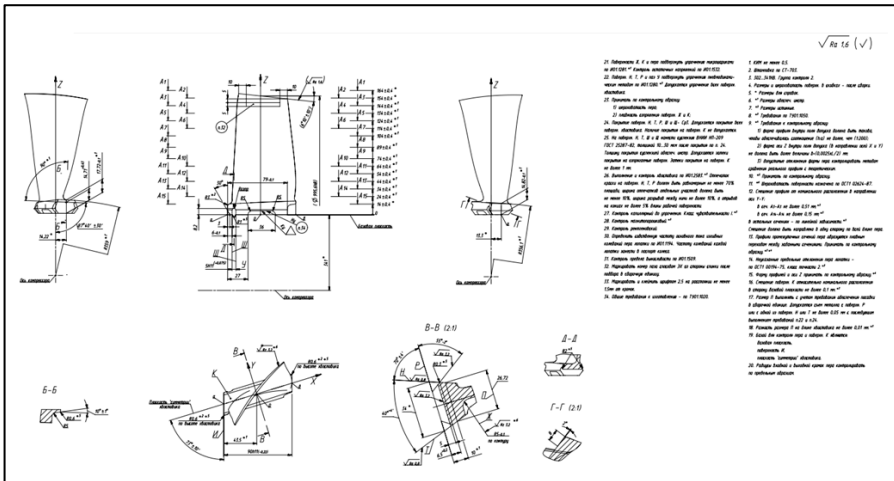


Рис. 1.3. Пример рабочего чертежа лопатки вентилятора

Граничные условия накладываются на основе данных проектировочного термогазодинамического расчета на интересующем режиме. Наиболее предпочтительными граничными условиями при проведении расчетного исследования

вания течения газа в вентиляторе ГТД, как и в ступени осевого вентилятора [9] являются следующие:

- полная температура на входе в ступень T_0^* ;
- угол потока на входе в ступень;
- полное давление на входе в ступень p_0^* ;
- частота вращения ротора вентилятора n ;
- статическое давление p_2 или расход рабочего тела на выходной границе G .

Для повышения достоверности расчета в качестве граничных условий могут задаваться не постоянные величины, а эпюры изменения параметров вдоль радиуса проточной части.

Технология численного моделирования рабочего процесса вентилятора будет иллюстрироваться на примере трехступенчатого вентилятора наземной газотурбинной энергетической установки, который изображен на рис. 1.2.

Необходимые данные для построения расчетной параметры рабочего процесса данного вентилятора приведены в табл. 1.1.

1.3. ФОРМИРОВАНИЕ БЛОКА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ВЕНТИЛЯТОРА ГТД В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ *NUMECA FINE\Turbo*

Для создания математической модели течения воздуха в вентиляторе ГТД на первом этапе необходимо построить геометрию расчетной области течения рабочего тела в тракте двигателя и межлопаточных каналах вентилятора.

Исходные данные для построения расчетной области создаются на базе геометрии рассматриваемого вентилятора, представленной в виде чертежа или *3D CAD* модели. Необходимо также знать форму меридионального сечения проточной части и формы перьев всех лопаток, входящих в состав моделируемого вентилятора.

Геометрия, описывающая область течения, может быть задана двумя способами: первый способ построение на базе *CAD* файлов, полученных в формате *IGES*, *Parasolid*, *CATIA V5* и т.д. Второй способ - загрузка файла во внутреннем формате *NUMECA* - *.geomTurbo. При выборе второго варианта

следует помнить, файл формата *.geomTurbo включает в себя три основных блока: управляющий файл, блок описания меридионального сечения и блок определения формы лопаток.

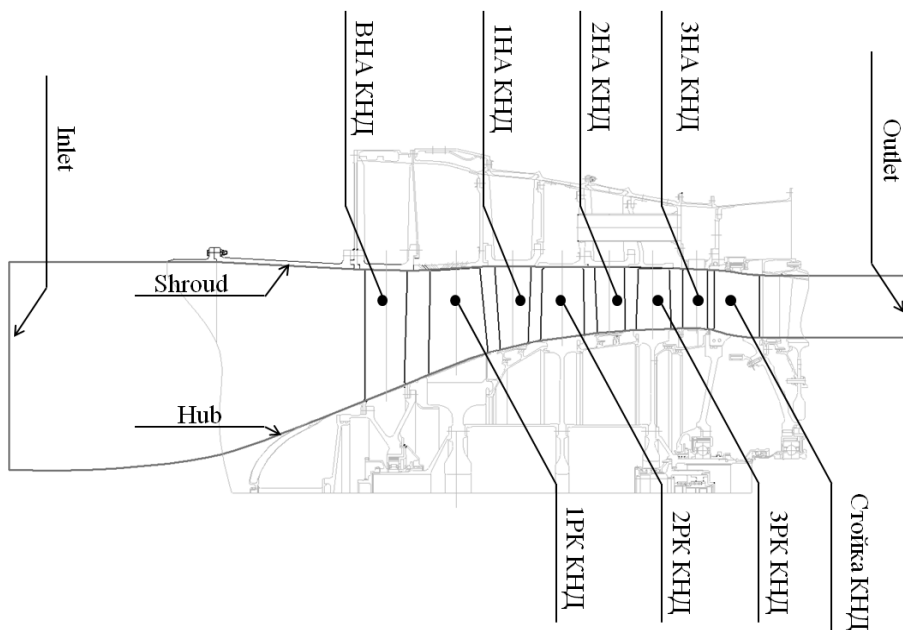
Таблица 1.1

Основные параметры рабочего процесса вентилятора ГТД

Параметр	Значение
Число лопаток ВНА , $z_{ВНА}$, шт	18
Число лопаток РК первой ступени , $z_{РК1}$, шт	27
Число лопаток НА первой ступени , $z_{НА1}$, шт	34
Число лопаток РК второй ступени , $z_{РК2}$, шт	39
Число лопаток НА второй ступени , $z_{НА2}$, шт	43
Число лопаток РК третьей ступени , $z_{РК3}$, шт	47
Число лопаток НА третьей ступени , $z_{НА3}$, шт	56
Число лопаток стойки , $z_{см}$, шт	8
Частота вращения ротора n , об/мин	5005
Радиальный зазор РК первой ступени , $h_{РК1}$, мм	0,7
Радиальный зазор РК второй ступени , $h_{РК2}$, мм	0,5
Радиальный зазор РК третьей ступени , $h_{РК3}$, мм	0,45
Осредненное полное давление на входе в вентилятор ГТД, p_n^* , Па	101325
Осредненная температура на входе в вентилятор ГТД, T_n^* , К	288,15
Осредненный угол входа потока в вентилятор, α , град	90
Статическое давление на выходе из вентилятора на рассматриваемом режиме, p_k , Па	155000

1.3.1. Создание геометрии описывающей меридиональные обводы проточной части

На рис. 1.4 представлена геометрия меридиональных обводов расчетной области, построенная на основе фрагмента чертежа наземной газотурбинной энергетической установки. Радиальные границы расчетной области устанавливаются по цилиндрическим поверхностям втулочного (*hub*) и периферийного (*shroud*) обводов.



**Рис. 1.4. Геометрия расчетной области,
разработанная на основании чертежа вентилятора**

Осевая протяженность расчетной области не имеет физического ограничения, поэтому границы входа и выхода устанавливаются условно границами *inlet* (на входе) и *outlet* (на выходе). При этом расстояние блоков входа и выхода определяется интенсивностью процессов, происходящих до или после венца. В случае возможности наличия отрывного течения вблизи выходной границы ее необходимо отодвинуть, чтобы расчетная область смогла охватить крупный вихрь.

Приемлемая величина осевой протяженности входного и выходного участков расчетной области обычно принимается равной одной...двум ширинам близлежащего лопаточного венца.

Шаг 1. Создание геометрии меридиональных обводов.

На этом этапе в *CAD* системе необходимо создать набор линий, описывающих геометрию меридиональных обводов расчетной области. Чертеж меридиональных обводов, использованный в примере, показан на рис. 1.5.

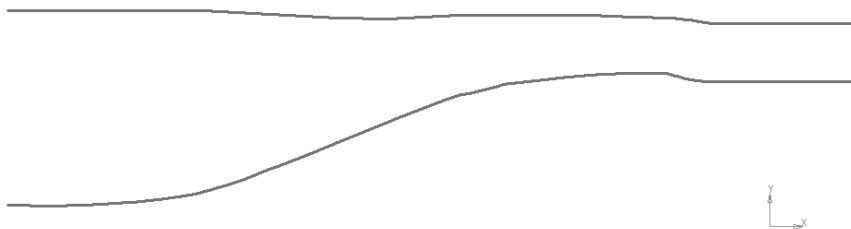






Рис. 1.5. Форма меридиональных обводов, использованная в примере

Для дальнейшей передачи в программу автоматизированного построения пространственной сетки *AutoGrid*, созданную геометрию необходимо сохранить в формате *.igs*.

1.3.2. Создание геометрии описывающей поверхности лопаток

Геометрия лопаток на чертеже обычно представляется в виде таблицы координат профиля в нескольких контрольных сечениях (рис. 1.3). На ее основе можно создать в *CAD* программе 3D модель пера и затем прочитать его в *NUMECA*. Другой способ передачи информации о геометрии лопатки в программу численного моделирования течения заключается в том, чтобы с помощью специализированной программы преобразовать таблицу координат в текстовый файл, на основании которого может быть сформирована геометрия расчетной области и сетка конечных элементов. Примером такой специализированной программы является программа *Profilер*, разработанная на кафедре ТДЛА СГАУ [10].

В программу *Profilер* вводится геометрия профиля в виде таблицы координат, содержащей координаты точек спинки и корытца, а также положения центров входной и выходной окружностей. Подобным образом геометрия профиля обычно описывается на рабочих чертежах (рис. 1.3). Поэтому всю необходимую информацию можно взять оттуда. Введенные данные программа *Profilер* преобразовывает в формат, который может быть воспринят программой *AutoGrid* в которой будет осуществляться построение геометрии расчетной области и разбиение ее сеткой конечных элементов.

Основную часть окна программы *Profiler* (рис. 1.6) занимает таблица для ввода координат сечений лопатки. Помещая курсор на нужное поле можно ввести таблицу сечений (высота h , радиусы входной R и выходной r кромок, координаты их центров) и таблицу координат сечений (X , $Y_{сн}$, $Y_{кор}$), взяв данные с чертежа. При необходимости можно добавить еще одно сечение кнопкой  или убрать лишнее кнопкой . Также в верхней части окна программы можно ввести смещение локальной СК относительно ГСК по трем координатам и поворотом на угол, а также при необходимости инвертировать оси локальной СК ($inv\ X$, $inv\ Y$). Для визуального контроля правильности введенных точек можно выполнять отрисовку профилей, нажимая кнопку . При этом в правой части окна будет отрисован профиль с номером, указанным в поле слева от кнопки. Сохранение в формате *.geomTurbo осуществляется кнопкой .

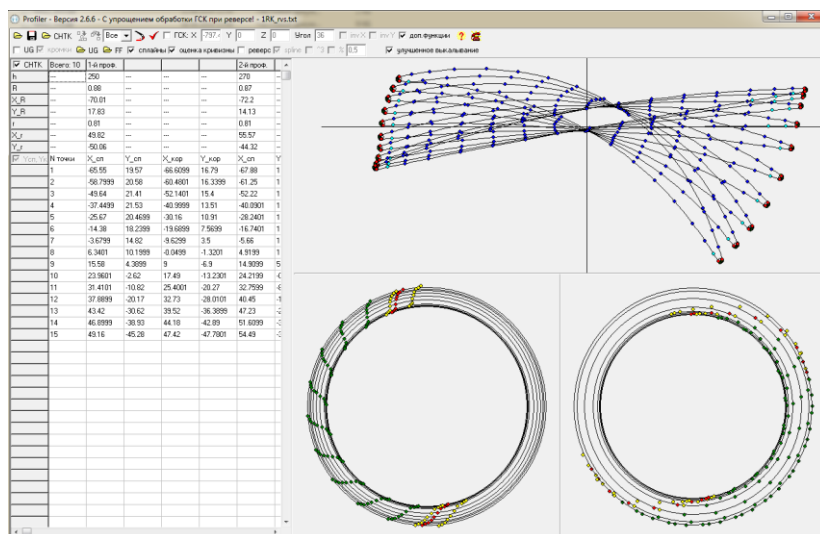




Рис. 1.6. Окно программы *Profiler* после прорисовки профилей лопатки ВНА вентилятора ГТД

Шаг 2. Внесение данных в программу *Profiler*.

Занести данные с чертежа лопатки ВНА вентилятора ГТД в программу *Profiler*. Сделать отрисовку профиля с помощью кнопки , проверить правильность введенных данных.

Шаг 3. Экспортирование файла в формат *.geomTurbo

Следующим этапом необходимо экспортировать файл в формат *AutoGrid* - *.geomTurbo, нажав кнопку . В появившемся диалоговом окне следует ввести имя файла и формат «файлы NUMECA (*.geomTurbo)» нажать кнопку «Сохранить».

Шаг 4. Создание файла исходных данных для остальных лопаток

Аналогично выполняется создание файла исходных данных для остальных лопаток вентилятора, находящихся в интересующей пользователя области.

Например для вентилятора, приведенного в качестве примера, необходимо создать восемь файлов с расширением *.geomTurbo, содержащих информацию о трех венцах (НА и РК) и стойке опоры, расположенной за вентилятором, пригодных для непосредственного импорта в *AutoGrid*.

На этом подготовительный этап закончен. Можно приступить непосредственно к созданию расчетной модели в *NUMECA AutoGrid*.

2. ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ВЕНТИЛЯТОРЕ ГТД В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ *NUMECA*

Построение интересующей исследователя расчетной области для исследования течения в модуле вентилятора осуществляется в модуле *AutoGrid*. Он предназначен для создания качественных конечно-элементных расчетных моделей турбомашин всех основных типов. Его особенностью является возможность построения геометрии расчетной области и сетки для многовенцовых турбомашин в рамках одного проекта (например, в *Ansys CFX* каждый лопаточный венец создается в рамках отдельного подпроекта [9]), а также высокий уровень качества создаваемых сеток конечных элементов при минимальном участии пользователя. Качество сетки достигается за счет применения универсальных шаблонов (схем разбиения межлопаточного канала на блоки), а также использованием мощным инструментом сглаживания сети, включающим возможность деформации структурных блоков [11].

Шаг 5. Запуск модуля *AutoGrid*TM.

Запуск модуля *AutoGrid*TM осуществляется из программы *IGG* или *FINE*. Они в свою очередь запускаются предварительно из меню «Пуск» ОС «Windows»:

Пуск → Программы → NUMECA Software → Fine89_1 → IGG/FINE.

После выполнения указанного действия появится основное рабочее окно программы *IGG* (рис. 2.1). Для перехода в программу *Auto Grid 5* необходимо в ГМ программы *IGG/FINE* (1 и 2 на рис. 2.1) выбрать пункт:

ГМ → Modules → Auto Grid 5.

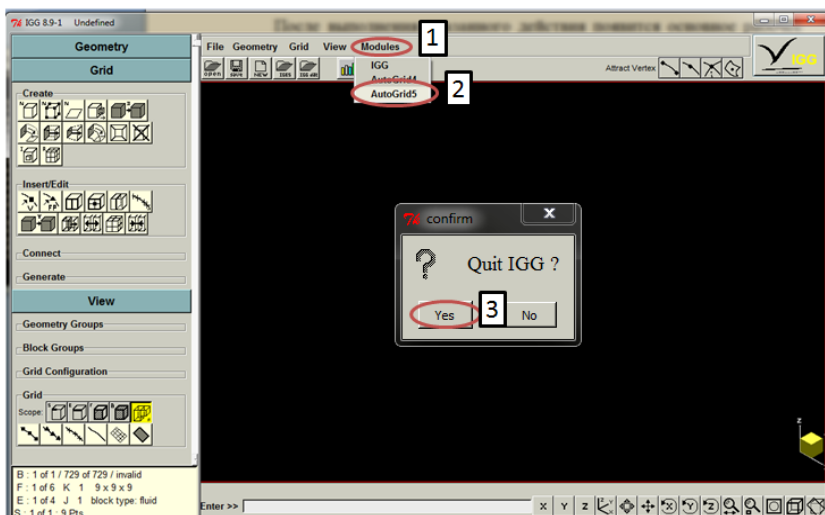


Рис. 2.1. Рабочее окно модуля IGG

После этого появится запрос о выходе из модуля *IGG/FINE* (3 на рис. 2.1). Его следует подтвердить, нажав кнопку *Yes*. В результате открывается окно модуля *Auto Grid 5*, приведенное на рис. 2.2.

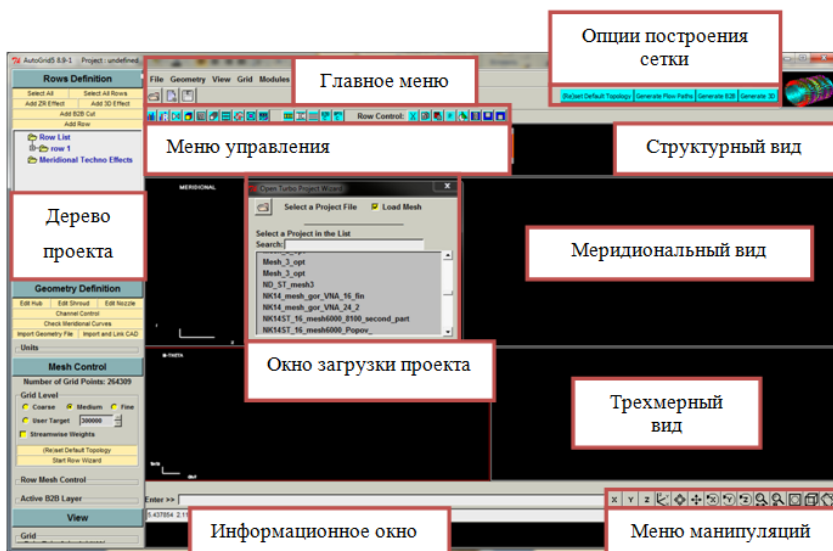


Рис. 2.2. Рабочее окно модуля *AutoGrid™ v8.x*

Графический пользовательский интерфейс *AutoGrid™ v8.x* включает в себя несколько окон, которые одновременно позволяют визуализировать геометрию и конечно-элементную сетку модели в меридиональном сечении, в сечении межлопаточного канала и в трехмерном виде. Доступ к основному меню и средствам управления осуществляется через главное меню и дерево проекта. В нижней части рабочего поля расположено информационное окно, отражающие выполнение тех или иных действий.

2.1. ФОРМИРОВАНИЕ СЕТКИ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ ВЕНТИЛЯТОРА ГТД

После загрузки стартового окна модуля *AutoGrid™* необходимо закрыть диалоговое окно *Open Turbo Project Wizard*, которое появится автоматически после старта программы. Оно позволяет пользователю быстро загрузить созданный во время предыдущего сеанса работы с программой файл с расширением *.trb. Он включает в себя данные, необходимые для восстановления сетки на идентичной или подобной геометрии. Поскольку, в описываемой ниже технологии, геометрия расчетной области будет создаваться «с чистого листа», основываясь на полученных в процессе проектирования (или известных из чертежа) формах лопаток и меридиональных обводов проточной части (ПЧ), то выполнять какие – либо действия в окне *Open Turbo Project Wizard* не потребуются.

Шаг 6. Создание нового проекта в модуле *AutoGrid*.

Для создания нового проекта в главном меню следует вызвать команду (1 на рис. 2.3):

ГМ → File → New Project.

В результате появится меню, которое предупреждает о том, что проект, который был активен до этого момента, будет закрыт (программный комплекс *NUMECA* не позволяет работать с несколькими проектами одновременно). В нем следует нажать кнопку *Yes* (2 на рис. 2.3), чтобы подтвердить выбор.

Затем появится диалоговое окно *Create a new Project* (3 на рис. 2.3) В нем необходимо выбрать способ описания геометрии расчетной области.

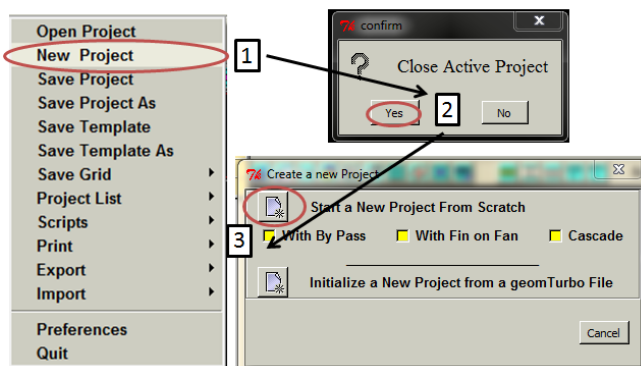


Рис. 2.3. Последовательность создания нового проекта

Существует два способа описания геометрии. Первый - построение на базе *CAD* файлов, описывающих профиль лопатки, записанных в универсальных форматах *IGES*, *Parasolid*, *CATIA V5* и т.д. (значок *Start a New Project From Scratch*). Второй способ - загрузка файла во внутреннем формате *NUMECA* - *.geomTurbo (значок *Initialize a New Project from a geomTurbo File*).

В рассматриваемом примере геометрия меридиональных обводов проточной части моделируемого вентилятора будет задаваться в виде двух линий (периферийного и втулочного обвода), записанных в файле в формате *IGES*. Геометрия перьев лопаток будет загружаться с помощью файлов в формате *.geomTurbo, созданных заранее в программе *Profiler* (см. раздел 1). При таком сочетании исходной информации в меню *Create a new Project* следует выбрать пункт *Start a New Project From Scratch*.

Шаг 7. Выбор единиц измерения.

Прежде чем начать работу в модуле *AutoGrid5*, необходимо выбрать единицы измерения, в которых создавалась *CAD* модель, содержащая меридиональные обводы. Сделать этого можно с помощью вкладки *Units*, находящейся ниже дерева проекта в левой части рабочего окна (рис. 2.4). Там в выпадающем списке, необходимо выбрать нужную размерность. Наиболее часто, как и в рассматриваемом примере, это миллиметры.

2.1.1. Загрузка геометрии и задание ее основных параметров

Шаг 8. Загрузка геометрии меридиональных обводов.

Для построения геометрии расчетной области с использованием созданных в *CAD* программе геометрии элементов проточной части, необходимо предварительно создать трехмерные компьютерные модели этих элементов. Для корректного описания геометрии расчетной области в любой *CAD* программе необходимо создать линию две линии: представляющую собой меридиональное сечение втулочной концевой поверхности и меридиональную проекцию периферийной концевой поверхности. Эта информация может содержаться как в одном, так и нескольких отдельных файлах. Созданная *CAD* модель должна быть записана в универсальных *CAD* - форматах *IGES* или *Parasolid*. Пример геометрии, необходимой для описания меридионального сечения, показан на рис. 2.5.

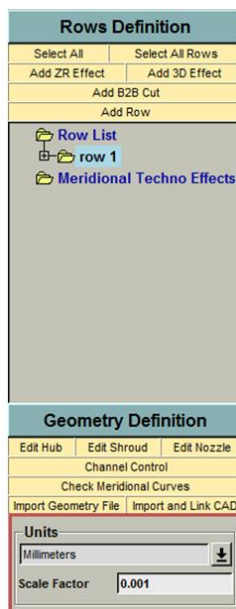


Рис. 2.4. Задание размерности модели

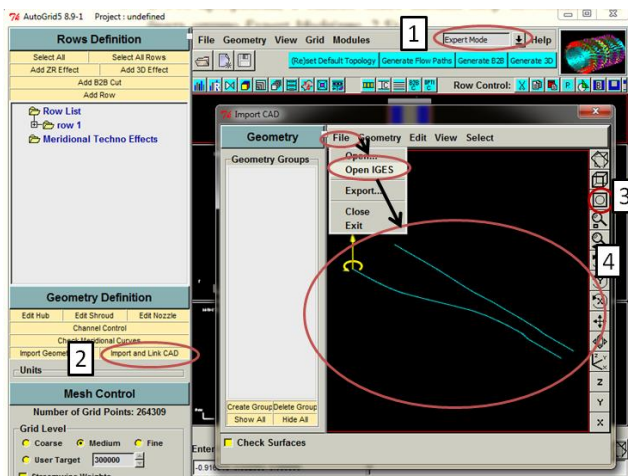



Рис. 2.5. Окно Import CAD

Внимание!!! При назначении имени файла геометрии и выборе его расположения на диске ПК необходимо обойтись без русских букв, как в названии файла, так и названиях папок в которых она размещается.

Для того, чтобы загрузить в *NUMECA* элементы геометрии расчетной области, заранее построенные в *CAD* программе, с помощью формата *IGES* необходимо выполнить следующие действия.

1. В ГМ программы, в списке левее кнопки *Help* необходимо выбрать опцию *Expert Mode* (1 на рис. 2.5):
2. В дереве проекта следует выбрать *Import and Link CAD*. В результате появится меню *Import CAD* (2 на рис. 2.5):
3. В окне *Import CAD*, через меню *File*, следует загрузить созданные заранее *IGES* файлы, содержащие геометрию меридиональных обводов, нажав кнопку *Open*. Если файлов несколько, они загружаются последовательно, а информация, содержащаяся в них, накладывается друг на друга. После выполнения выше указанных команд в окне *Import CAD* не появится загруженная геометрия, для её отображения следует нажать кнопку  из меню манипуляции в окне *Import CAD* (3 на рис. 2.5) После этого в окне *Import CAD* появится геометрия меридиональных обводов вентилятора, состоящая из двух линий, соответствующих периферийной и втулочным частям (4 на рис. 2.5).

Шаг 9. Уточнение оси вращения турбомашин.

Как видно на рис. 2.5 в окне *Import CAD* желтым цветом указывается положение оси вращения и направление вращения ротора, определенные программой автоматически. Если они не совпадают с реальностью, то положение оси или направление вращения следует скорректировать. При этом ось описывается как вектор с помощью команды (рис. 2.6):

ГМ → Edit → Geometry Axis.

В появившемся меню необходимо изменить направление оси, установленное по умолчанию. Для этого в строке *Stream Direction* через пробел вместо установленного значения *0 0 1* вводится новое (например, *1 0 0*) (рис. 2.6). Сделанные настройки подтверждаются нажатием кнопки *Apply*. После этого окно меню *Geometry Axis* можно закрыть (*Close*).

Шаг 10. Передача геометрии меридиональных обводов в *AutoGrid 5*.

Загруженную геометрию меридиональных обводов проточной части следует передать из окна *Import CAD* в модуль *AutoGrid5* в следующей последовательности:

1. В окне *Import CAD* следует выполнить команду (1 на рис. 2.7), которая укажет, что дальнейший выбор будет относиться только к линиям:

ГМ → *Select* → *Curves*.

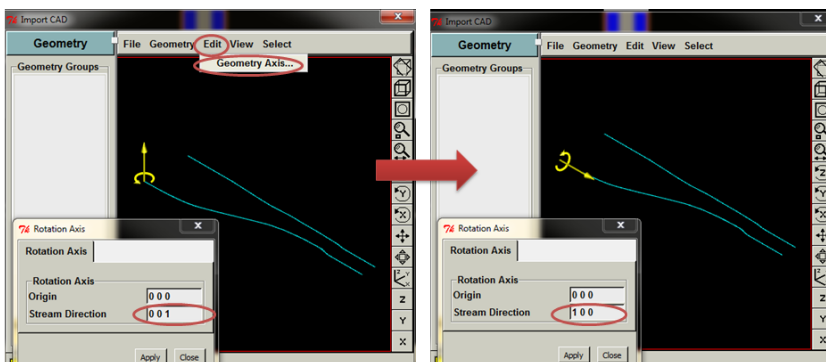


Рис. 2.6. Изменение оси турбомашинны

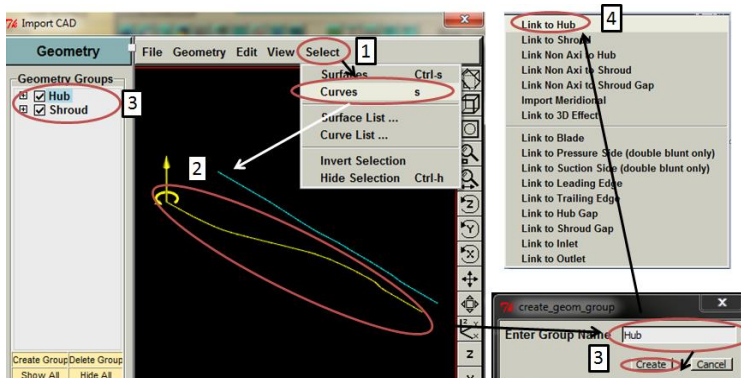


Рис. 2.7. Создание группы линий

2. После этого необходимо выделить все отрезки, принадлежащие одному меридиональному обводу (например, втулочному). Выделение можно

выполнять рамкой, которая образуется при движении мыши с нажатой ЛКМ. Выделенные линии изменят свой цвет (2 на рис. 2.7).

3. Все выделенные элементы следует объединить в группу, для чего нужно нажать кнопку *Create Group*. В появившемся окне требуется ввести имя создаваемой группы, например *Hub*, и нажать кнопку *Create* (3 на рис. 2.7). После этого имя созданной группы появится в списке в левой части окна. Устанавливая или убирая галочку ☒ напротив имени группы можно делать ее видимой или не видимой в окне программы.

4. Далее необходимо щелкнуть ПКМ на нижнем меридиональном обводе, и в появившемся меню выбрать пункт *Link to Hub* (4 на рис. 2.7). Таким образом, будет указано, что данная линия описывает именно втулочную поверхность. Описанные действия следует выполнить с периферийным обводом, но выбрать пункт *Link to Shroud*. В результате указанных действий в модуле *AutoGrid5* появится форма меридионального тракта вентилятора (рис. 2.8).

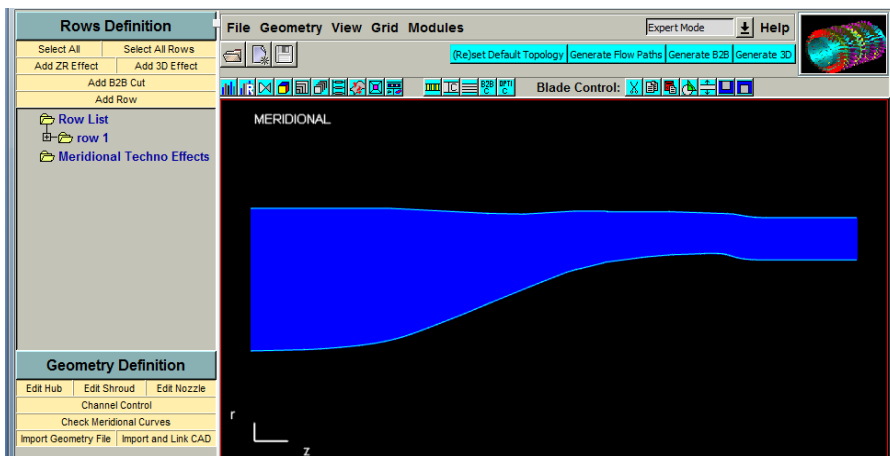


Рис. 2.8. Меридиональный профиль проточной части вентилятора ГТД

Шаг 11. Загрузка геометрии лопаток.

На следующем этапе к созданному меридиональному сечению следует добавить лопатки. Их нужно добавлять поочередно, в той последовательности, в которой они располагаются в тракте по течению рабочего тела через многоступенчатую машину (от входа к выходу). Для этого в дереве проекта

следует выделить имя первого лопаточного венца (по умолчанию он называется *Row 1*) (1 на рис. 2.9). Далее необходимо щелкнуть ПКМ на выделенном лопаточном венце, и в появившемся меню выбрать пункт *Define Geometry* (2 на рис. 2.9). Затем, в окне *Open a project file*, следует выбрать файл, содержащий геометрию пера лопатки в формате *.geomTurbo*. В рассматриваемом примере первым лопаточным венцом является входной направляющий аппарат. В связи с этим был выбран файл с названием *VNA.geomTurbo*. Если команда выполнена верно, и файл не содержит ошибок, то изображение лопатки появится в графическом окне программы *AutoGrid5* подобно тому, как ранее появились меридиональные обводы (3 на рис. 2.9).

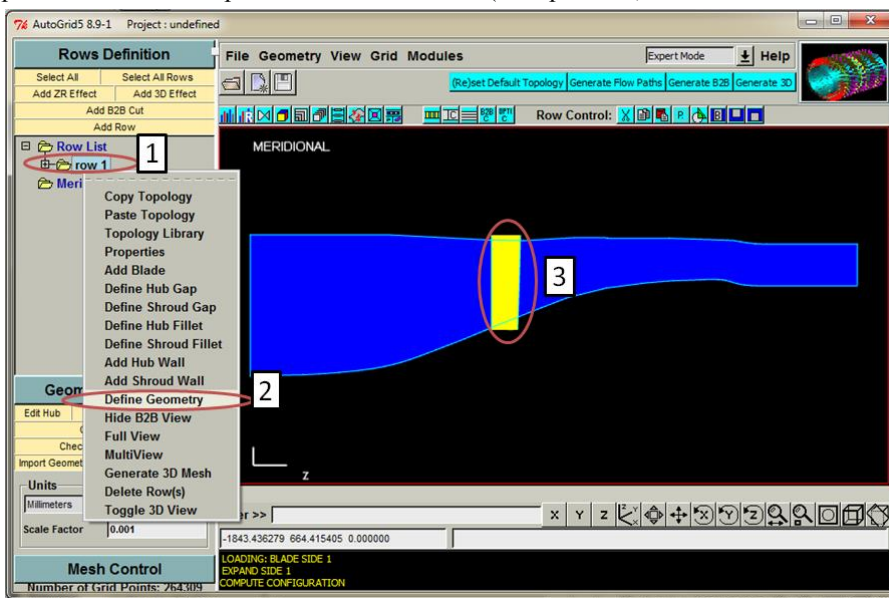


Рис. 2.9. Лопатка первого венца, добавленная в модели вентилятора

В том случае, если тело лопатки в периферийном и втулочном сечении не выходят за пределы меридиональных обводов, следует лопатку удлинить. Это можно сделать, щелкнув ЛКМ на знаке «+» левее названия венца в дереве проекта (например, *row 1*) (1 на рис. 2.10). Это действие откроет доступ к командам настройки свойств данного лопаточного венца. Там в подменю *Blades* (2 на рис. 2.10) необходимо выделить пункт *Main Blade*, отвечающий за настройки основных параметров лопатки в венце. Затем на этом пункте

следует щелкнуть ПКМ и выбрать в выпадающем меню пункт *Expand Geometry* (3 на рис. 2.10). В результате откроется диалоговое окно *Blade Expansion*, показанное на рис. 2.10. Оно позволяет менять размеры лопаток в радиальном направлении. Меняя значение величины в поле *Expansion factor* (4 на рис. 2.10), можно регулировать относительное удлинение лопатки. Например, значение *0,1* будет соответствовать удлинению лопатки на *10%*. В рассматриваемом примере все лопатки во всех сечениях полностью пересекают меридиональные обводы, поэтому их удлинение не потребуется (5 на рис. 2.10).

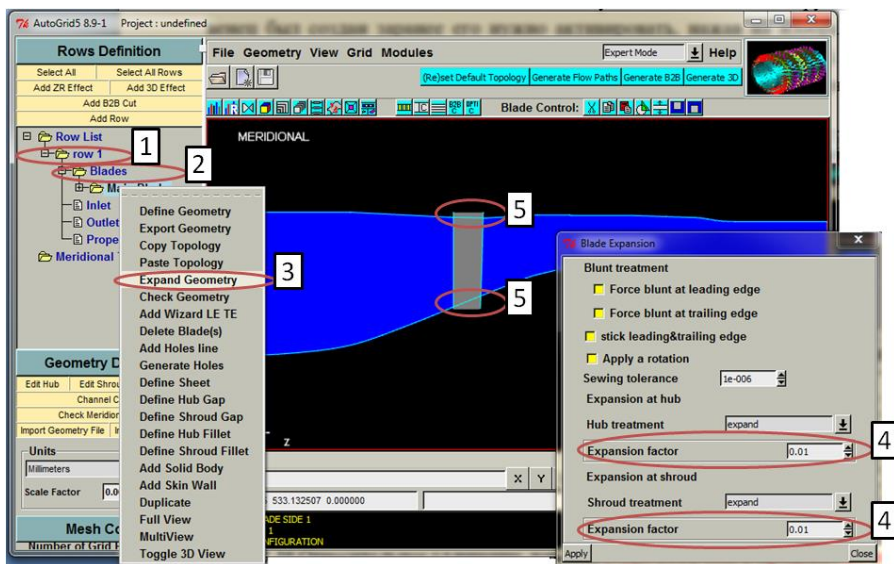


Рис. 2.10. Относительное удлинение лопатки

Аналогичные действия следует последовательно выполнить и для остальных лопаток, входящих в состав моделируемого вентилятора. По умолчанию в *AutoGrid5* создается только один венец. Прежде чем описать второй и последующий венцы необходимо их добавить в проект с помощью команды *Add Row* в дереве проекта (1 на рис. 2.11). Название каждого венца можно изменить на любое после двойного нажатия ЛКМ на соответствующей папке (2 на рис. 2.11). Если загружаемый венец был создан заранее, его нужно активировать, нажав на изображение венца в верхней части графического окна (3 на рис. 2.11). В остальном описание всех последующих лопаток не отличается от задания лопаток первого венца.

В результате добавления лопаток в рабочем окне программы *Auto Grid 5* будет сформирована схема проточной части моделируемого вентилятора (рис. 2.11).

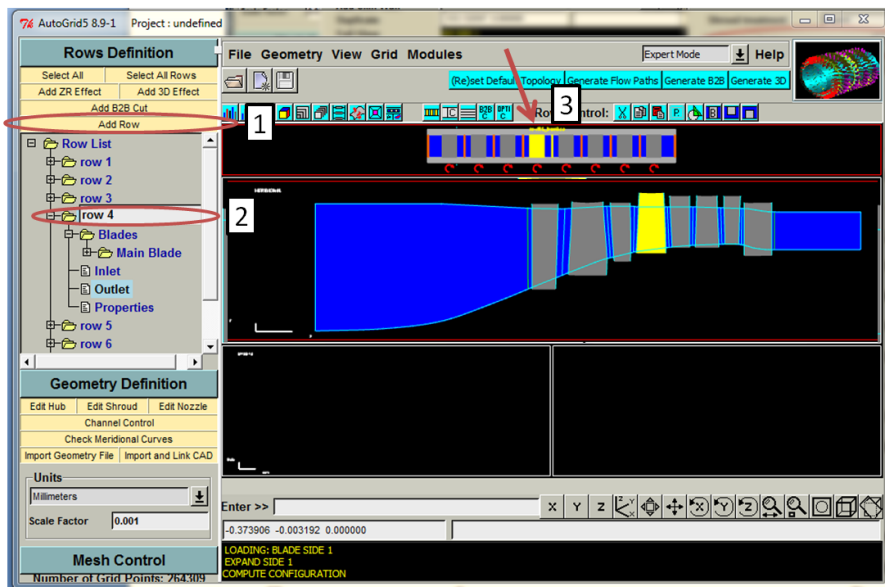


Рис. 2.11. Загруженная геометрия компрессора НД

Шаг 12. Задание основных параметров турбомашин.

На следующем этапе производится указание основных параметров турбомашин, таких как количество лопаток в венцах, скорость вращения венцов. Эту информацию целесообразно задавать начиная с первого венца. В рассматриваемом примере это ВНА. Для этого необходимо щелкнуть ЛКМ на знаке «+» левее названия описываемого венца в дереве проекта (в примере первый венец носит название *row 1*). Данный пункт меню развернется и в нем двойным щелчком ЛКМ следует вызвать меню *Properties* (1 на рис. 2.12), где нужно указать параметры решетки входного направляющего аппарата.

Доступ к той же команде можно получить, если щелкнуть ПКМ на имени венца и в появившемся списке выбрать пункт *Properties* (2 рис. 2.12).

В появившемся диалоговом окне *Row Properties*, нужно указать параметры решетки входного направляющего аппарата. В графе *Periodicity* (3 рис.

2.12) вводится количество лопаток в венце (например, 18), в строчке *Rotation speed* (4 на рис. 2.12) скорость вращения (для направляющего аппарата - 0).

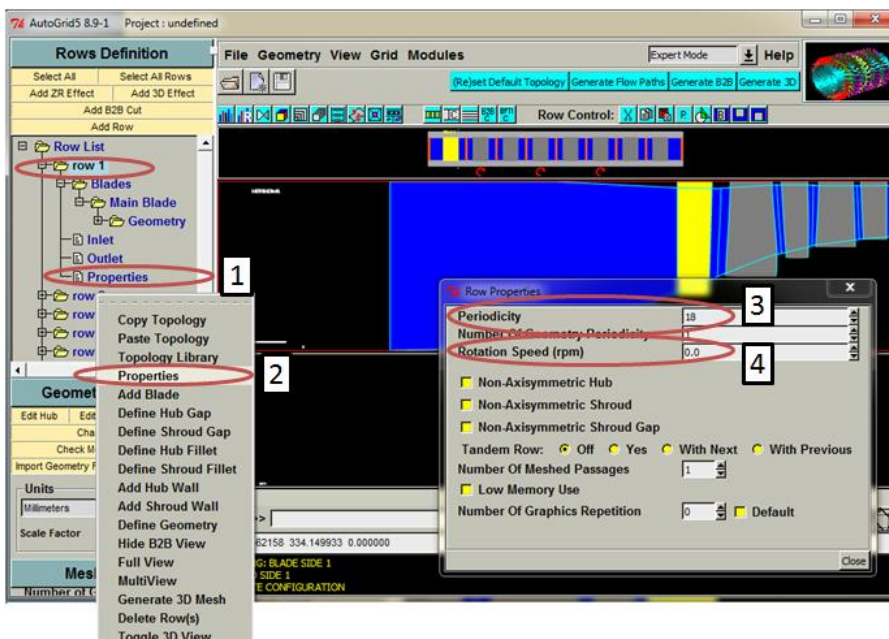



Рис. 2.12. Настройка параметров направляющего аппарата в меню *Properties*

Внимание!!! При задании любых параметров во всех модулях программного комплекса *NUMECA FINE™/Turbo* ввод обязательно подтверждается нажатием клавиши *Enter*.

Аналогичные действия выполняются последовательно с другими лопаточными венцами. Например, для рабочей лопаткой первой ступени (пункт *row 2* в дереве проекта) в диалоговом окне *Row Properties* в графе *Periodicity* вводится количество рабочих лопаток (27), в строчке *Rotation speed (rpm)* скорость вращения (5005).

При определении частоты вращения ротора важно правильно указать направление вращения. Оно указывается знаком перед величиной частоты. Знак «+» означает, что лопаточный венец движется по часовой стрелки относительно оси двигателя (если смотреть со стороны входа в двигатель), знак «-» против часовой стрелки. Задаваемая скорость будет передана *FINE™*.

После задания параметров всех лопаточных венцов структурный вид расчетной области изменится: значки, указывающие на факт вращения венца  , останутся, только под рабочими колесами (рис. 2.13).

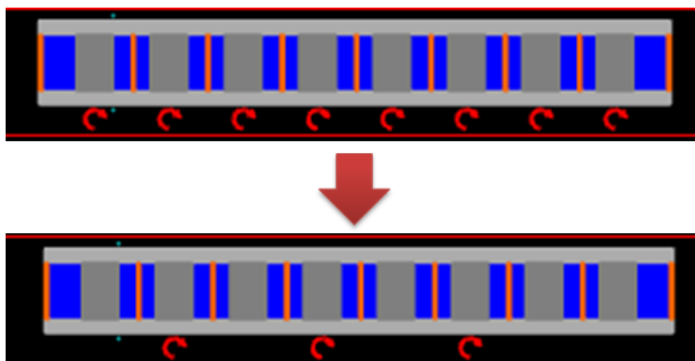


Рис. 2.13. Изменение структурного вида расчетной области

Параметры настройки лопаточного венца будут переданы в дальнейшем в решающий модуль и оказывать влияния на построение сетки не будут.

2.1.2. Создание сетки конечных элементов

Созданная геометрия расчетной области является основой для создания сетки конечных элементов. Наиболее простым способом построить конечно-элементную сетку в программном комплексе *NUMECA* является функция автоматического построения сети *Row Wizard*. Она самостоятельно выбирает схему разбиения расчетной области и разбивает расчетную область с помощью заложенных разработчиками шаблонов (рис. 2.20). Постройка сетки осуществляется в последовательности, приведенной ниже.

Однако, прежде чем начать генерацию сетки конечных элементов, необходимо выполнить ряд подготовительных операций.

Шаг 13. Коррекция входных и выходных кромок.

При определении геометрии лопаточных венцов в окне *Import CAD* положение входных и выходных кромок задавалось автоматически. Для получения качественной сетки конечных элементов необходимо указать их точное положение.

Для этого все лопаточные венцы выделяются с помощью команды *Select All* (1 на рис. 2.14) в дереве проекта и нажимается кнопка *Generate B2B* (2 на рис. 2.14), генерируя, таким образом, сетку в сечениях межлопаточных каналов. На рис. 2.14 (3) представлен результат выполнения описанной команды – сетка в сечении межлопаточного канала.

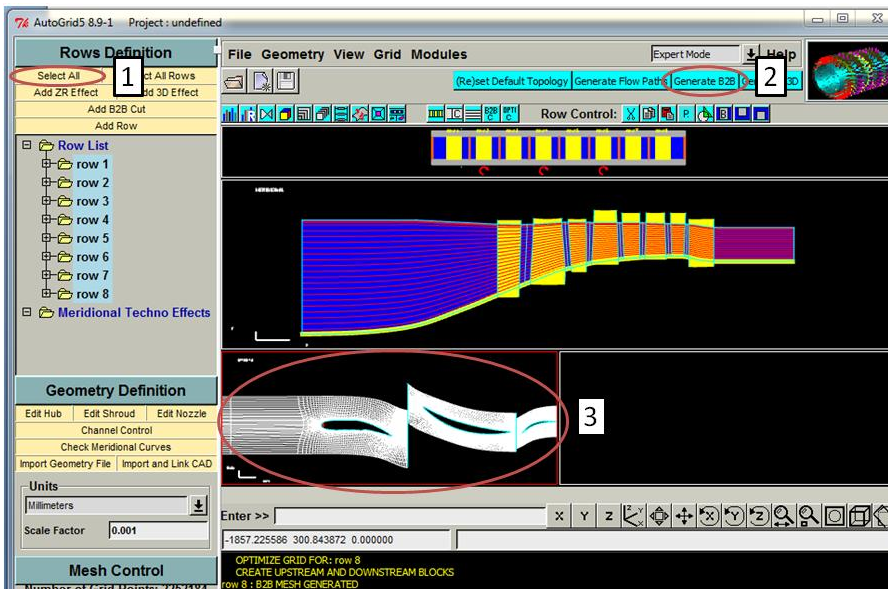


Рис. 2.14. Построение сетки в сечении межлопаточного канала

После этого, на созданной сетке конечных элементов в межлопаточном канале можно откорректировать положение входных кромок. Для этого курсор подводится к интересующей входной (выходной) кромке, точка привязки к которой обозначена красным кругом. Программа автоматически выделяет дугу, описывающую кромку (1 на рис. 2.15). Щелкая на красном круге ЛКМ, можно изменять положение дуги (2 на рис. 2.15). После коррекции положения кромки в случае необходимости можно изменить ее размер. Для этого следует щелкнуть ПКМ непосредственно на редактируемой кромке, и в появившемся меню выбрать пункт *Properties* (3 на рис. 2.15). В нем, для того, чтобы изменить длину дуги, следует изменить значение параметра *Relative Control Distance* (4 на рис. 2.15). В рассматриваемом примере длина дуги была увеличена с 0,5 до 0,8 (5 на рис. 2.15).

Описанные действия необходимо повторить для всех входных и выходных кромок всех лопаточных венцов, входящих в состав вентилятора. После внесения всех изменений необходимо снова выделить все ЛВ и заново сгенерировать сетку конечных элементов с помощью команды *Generate B2B*.

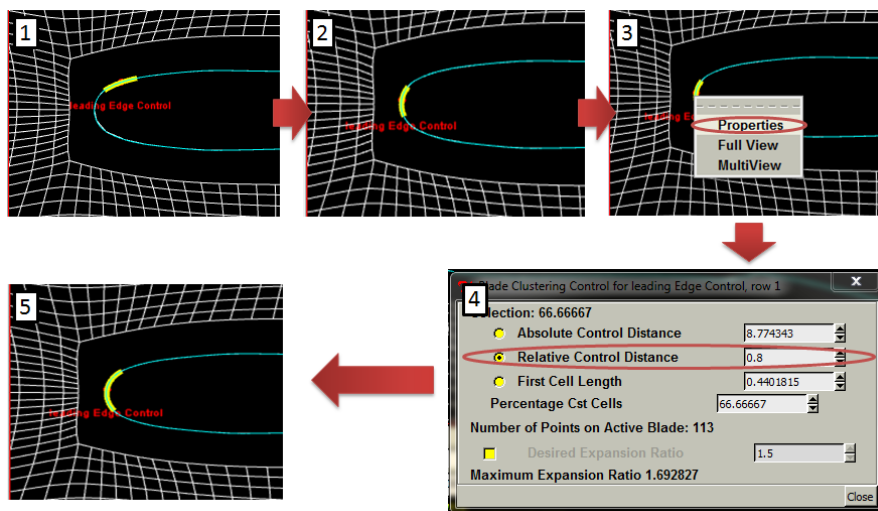


Рис. 2.15. Коррекция положения и размеров входной кромки

Шаг 14. Создание и регулировка входной границы.

Для создания качественной сетки крайних венцов (первого и последнего) следует отделить от них входной и выходной участки. Такое разделение в программе NUMECA осуществляется в окне с изображением меридионального сечения с помощью специальных радиальных линий, которые называются *Z constant line*. Для того, чтобы ее добавить в меню *Row Mesh Control* выбирается пункт *Add Z Constant Line* (1 на рис. 2.16).

Далее следует на небольшом расстоянии от лопаточного венца (для первого ЛВ – перед ним, для последнего ЛВ – после него) щелкнуть ЛКМ на периферийном или втулочном меридиональном обводе (1 на рис. 2.17). После чего на экране появится *Z constant line* (2 рис. 2.17).

Положение созданной линии в осевом направлении можно откорректировать. Для этого нужно щелкнуть ПКМ на ней и в появившемся окне выбрать пункт *Properties* (2 на рис. 2.16). В появившемся окне *Row Interface Properties* активируется пункт ☒ *Z constant* и задается значение осевого сме-

щения (в рассматриваемом примере $-1050,0$) (3 на рис. 2.16). Выбор подтверждается нажатием кнопки *Enter*. После этого окно *Row Interface Properties* можно закрыть.

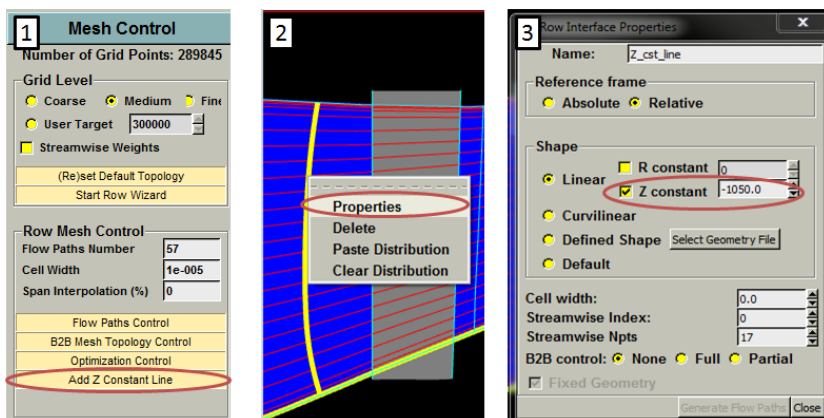


Рис. 2.16. Создание и коррекция положения входной границы

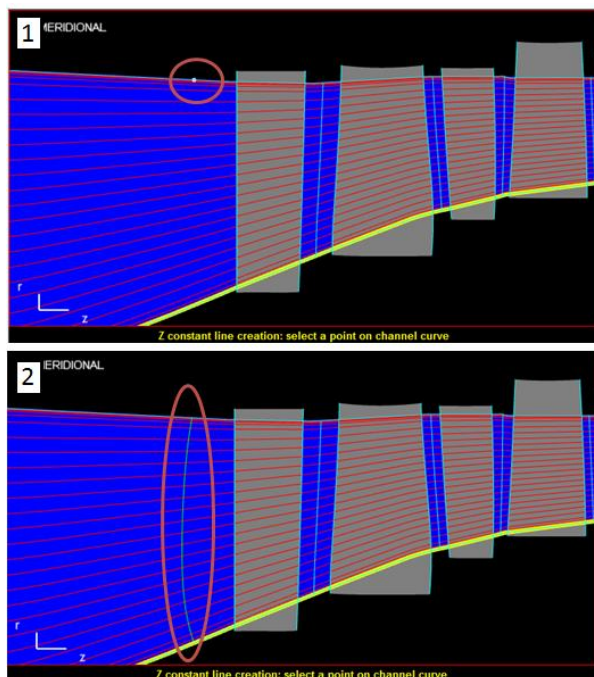
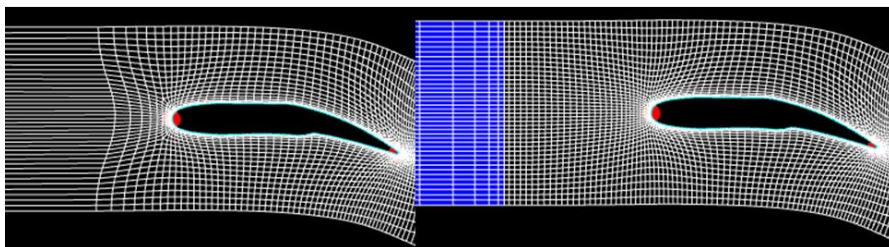


Рис. 2.17. Создание линии Z Constant Line

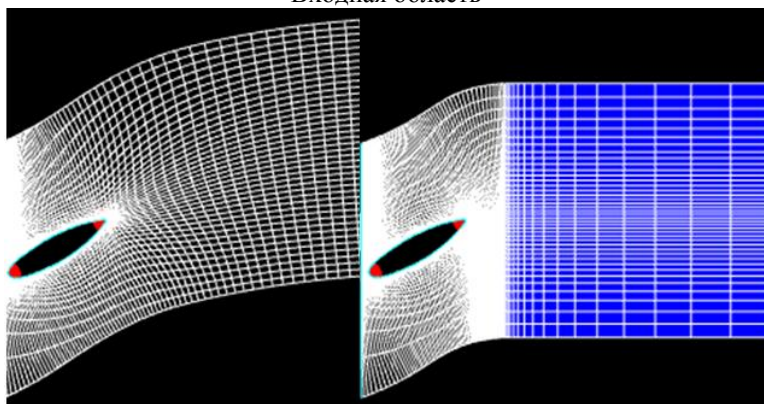
На рис. 2.18 наглядно показано, каким образом разделение входного и выходного участков с помощью *Z constant line* влияет на качество сетки конечных элементов. Видно, что после создания *Z constant line* вблизи крайних венцов границ, качество сетки на входе и выходе из вентилятора значительно улучшилось.



Z constant line отсутствует

Z constant line присутствует

Входная область



Z constant line отсутствует

Z constant line присутствует

Выходная область

Рис. 2.18. Результат создания *Z constant line*

Шаг 15. Генерация основной сетки конечных элементов.

Действия пользователя, необходимые для получения качественной сетки конечных элементов показаны на блок-схеме, приведенной на рис. 2.19, и описаны ниже.

1. Разбиение логично проводить последовательно для каждого венца в порядке следования рабочего тела через вентилятор. В рассматриваемом примере первым будет разбиваться лопатки входного направляющего аппарата

рата. Для того чтобы задать параметры сетки необходимо в дереве или верхней части графического окна выбрать соответствующий венец (в примере - *row 1*) (1 на рис. 2.19) и нажать на вкладке *Start Row Wizard* в нижней части дерева (2 на рис. 2.19).

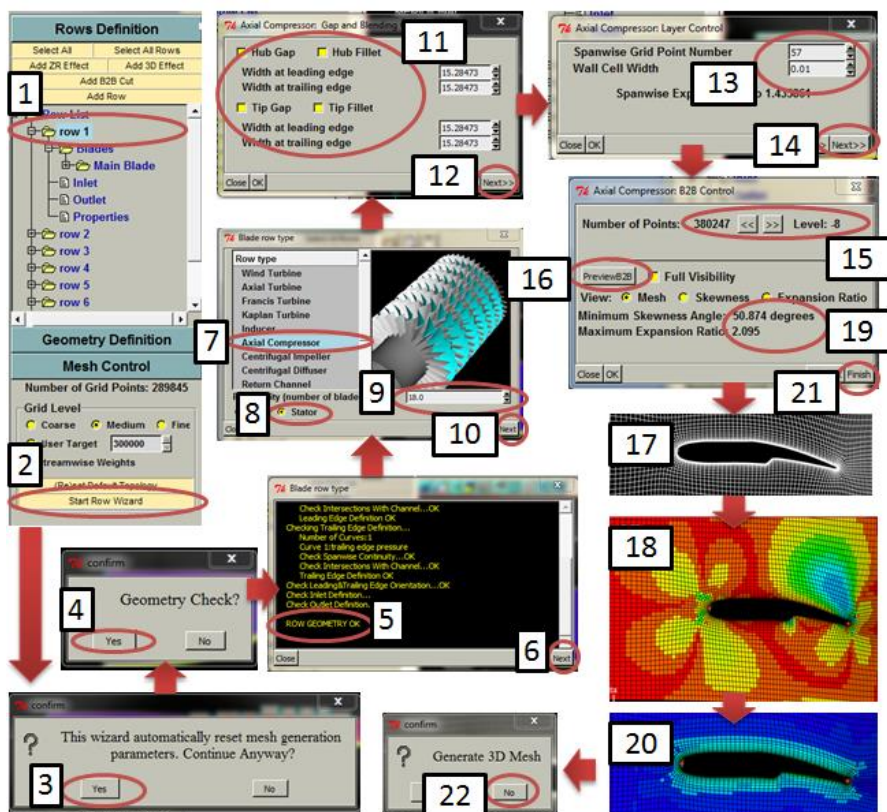


Рис 2.19. Блок - схема алгоритма построения конечно-элементной сети для входного направляющего аппарата с помощью Row Wizard

2. Появится сообщение, предупреждающее о том, что *Wizard* автоматически поменяет настройки конечно элементной сетки. С данным предупреждением следует согласиться, нажав кнопку *Yes* (3 на рис. 2.19).

3. Затем появится диалоговое окно, спрашивающее о необходимости проверить импортируемую геометрию лопаточного венца. В нем также следует нажать кнопку *Yes* (4 на рис. 2.19). После этого появится информацион-

ное окно *Blade row type*, в котором описывается процесс проверки качества геометрии. Если ошибок не будет найдено, в нижней части окна *Blade row type*, появится сообщение *ROW GEOMETRY OK* (5 на рис. 2.19).

4. После завершения проверки в окне *Blade row type* следует нажать кнопку *Next* (6 на рис. 2.19).

5. После выполнения предыдущего действия появится диалоговое окно, в котором следует выбрать тип моделируемой лопаточной машины - *Axial Compressor* (осевой компрессор) (7 на рис. 2.19), тип лопатки *Stator* (неподвижная) (8 на рис. 2.19) и число лопаток в выбранном венце (*18*) (9 на рис. 2.19). Сделанные настройки подтверждаются нажатием кнопки *Next* (10 на рис. 2.19).

6. После выполнения действия в п. 5 появится диалоговое окно *Axial Compressor: Gap and Blending Control*. В нем можно указать, что описываемая лопаточная машина имеет радиальные зазоры (как на периферии, так и на втулке) и скругления (галтелей) в месте сопряжения пера и концевых поверхностей, а также задать их величины. В решетках направляющих аппаратов компрессоров радиальные зазоры, как правило, отсутствуют. Влияние радиусов галтелей в рассматриваемом примере не учитывается. По этой причине в меню *Axial Compressor: Gap and Blending Control* необходимо деактивировать все отметки ☐ со всех пунктов (11 на рис. 2.19) и нажать кнопку *Next* (12 на рис. 2.19).

7. После выполнения действия в п. 6 появится диалоговое окно *Axial Compressor: Layer Control*. В нем определяется количество слоев конечных элементов по высоте проточной части, а также радиальные размеры пристеночных ячеек. Число элементов вводится в поле *Spanwise Grid Point Number* (в примере - 57) (13 на рис. 2.19). В строке *Wall Cell Width* вводится размер пристеночной ячейки (в примере - 0,01) (13 на рис. 2.19). Настройки подтверждаются нажатием кнопки *Next* (14 на рис. 2.19).

В руководстве пользователя программным комплексом *NUMECA* рекомендуется размер пристеночной зоны ячейки рассчитывать по линеаризованному уравнению Блазиуса:

$$y_{wall} = 6 \left(\frac{V_r}{v} \right)^{-\frac{7}{8}} \left(\frac{L_r}{2} \right)^{\frac{1}{8}} Y^+,$$

где V_r - скорость на входе в лопатку;

L_r - хорда лопатки;

ν - кинематическая вязкость;

Y^+ - безразмерное расстояние до стенки. Наиболее предпочтительное значение $Y^+ = 1$.

Приведенное уравнение было получено для случая обтекания плоской пластины, и для решения задач турбомашиностроения является приближенным (оценочным), но все равно широко применяется на практике. Из этого уравнения следует определить размер пристенной ячейки, необходимый для обеспечения величины $Y^+ = 1$.

8. В результате выполнения предыдущего действия появится меню *Axial Compressor: B2B Control*. В нем осуществляется выбор густоты и количества элементов сетки КЭ. Выбор производится с помощью кнопок «<<» и «>>». С их помощью следует добиться чтобы уровень сетки соответствовал примерно 300 000 узлам ячеек (15 на рис. 2.19). Таким образом, может быть установлено любое желаемое число КЭ в одном ЛВ. Используя кнопку *Preveiw B2B* (16 на рис. 2.19) можно предварительно просмотреть полученный вариант сетки и оценить ее качество. Нажатие данной кнопки приведет к тому, что в графическом окне будет отображена сетка в среднем сечении венца (17 на рис. 2.19).

9. Активируя опцию \otimes *Skewness* в строке *Veiw*, следует оценить качество сетки КЭ по критерию скошенности. Для этого, после выбора упомянутой опции, следует нажать кнопку *Preveiw B2B*. В графическом окне появится изображение сетки, конечные элементы которой будут окрашены в соответствии со значением величины скошенности ячеек (18 на рис. 2.19). При этом в нижней части окна меню *Axial Compressor: B2B Control* будут отображаться максимальные и минимальные значения параметра скошенности (19 на рис. 2.19).

Параметр скошенности представляет собой угол между диагоналями конечного элемента. Наилучшим в вычислительном плане является ортогональная ячейка угол между диагоналями которой составляет 90° . При деформации ячейки данный угол уменьшается. Для получения качественного решения не желательно иметь величину угла менее, чем 20° .

10. Аналогично, активировав опцию *Expanction Ratio* в строке *Veiw* (20 на рис. 2.19), следует оценить качество сетки по степени расширения КЭ. Наилучшим значением величины *Expanction Ratio* является 1. Допускается повышение этой величины до 3,5...5.

11. В случае если параметры качества сетки не удовлетворяют указанным условиям, то ее параметры необходимо скорректировать с помощью меню *Define active topology for active blade* (рис. 2.20). Доступ к дан-

ному меню осуществляется нажатием кнопки *B2B Mesh Control Box* находящейся под главным меню (рис. 2.21).

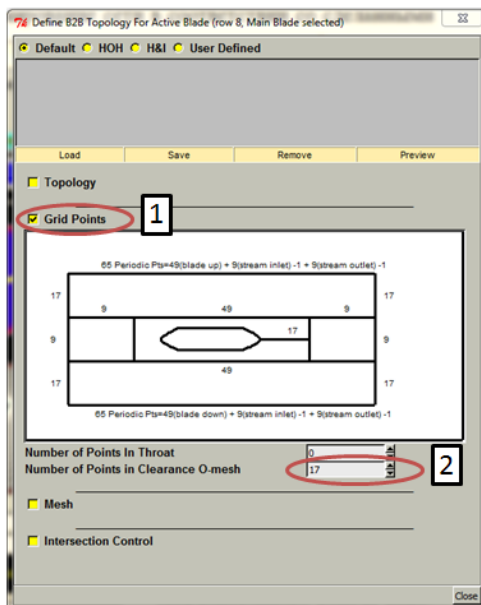


Рис. 2.20. Шаблон *Row Wizard*

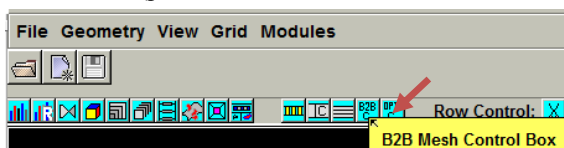


Рис. 2.21. Положение кнопки *B2B Mesh Control Box*

В появившемся меню (рис. 2.20) следует выбрать опцию *Gird Points* (1 на рис. 2.20) и открыть доступ к меню, позволяющему вручную указать число элементов (точек конечноэлементной сети) на границах блоков. Варьируя ими можно добиться приемлемого качества сетки. В частности варьируя числом элементов вдоль *O* - подсоя можно улучшить скошенность ячеек (2 на рис. 2.20).

12. После проверки качества сетки, нажатием кнопки *Finish* (21 на рис. 2.19) подается команда на формирование сети в соответствии со сделанными

настройками. Затем появится информационное окно, предлагающее формировать пространственную сетку в рассматриваемом венце (22 на рис. 2.19). Следует отказаться от этого, нажав кнопку *No*, поскольку сетку КЭ удобнее будет сгенерировать целиком во всей турбомашине, после настройки всех ее элементов.

Сетка КЭ элементов для межлопаточного канала рабочей лопатки и всех последующих ступеней строится аналогично. Блок-схема процесса построения сетки для РК приведена на рис. 2.22.

При настройке сетки на последующих лопатках не стоит забывать выбирать нужный венец в дереве проекта и учитывать наличие радиальных зазоров (11 на рис. 2.22).

Для доменов НА, заданные параметры сетки являются окончательными. Работа с ними на данном этапе закончена.

Шаг 16. Уточнение величины радиального зазора в РК.

Поскольку при генерации основной сетки конечных элементов величина радиальных зазоров задавалась автоматически, теперь необходимо указать их точное значение.

Это можно сделать, щелкнув ЛКМ на знаке «+» левее названия венца в дереве проекта (например, *row 2*) (1 на рис. 2.23). Затем в появившемся меню следует опять с помощью знака «+» раскрыть доступ к командам редактирования свойств лопаток *Blades* (2 на рис. 2.23). Далее нужно раскрыть список меню главной лопатки *Main Blade* (3 на рис. 2.23). Затем щелчком ЛКМ необходимо выбрать строку *Shroud gap* (периферийный зазор), а затем щелкнуть на ней ПКМ (4 на рис. 2.23), и в появившемся меню выбрать пункт *Properties* (5 на рис. 2.23). В итоге откроется окно *Gap Properties* (6 на рис. 2.23).

Если зазор имеет постоянную величину в осевом направлении, то в пунктах *Width At Leading Edge* и *Width At Trailing Edge* окна *Gap Properties* следует указать требуемое значение величины зазора (в примере 0,7 мм) (7 на рис. 2.23). Если же зазор изменяется в радиальном направлении вдоль оси лопаточной машины, то в пункте *Width At Leading Edge* следует указать его значение на входе в рабочее колесо, а в пункте *Width At Trailing Edge* – на выходе.

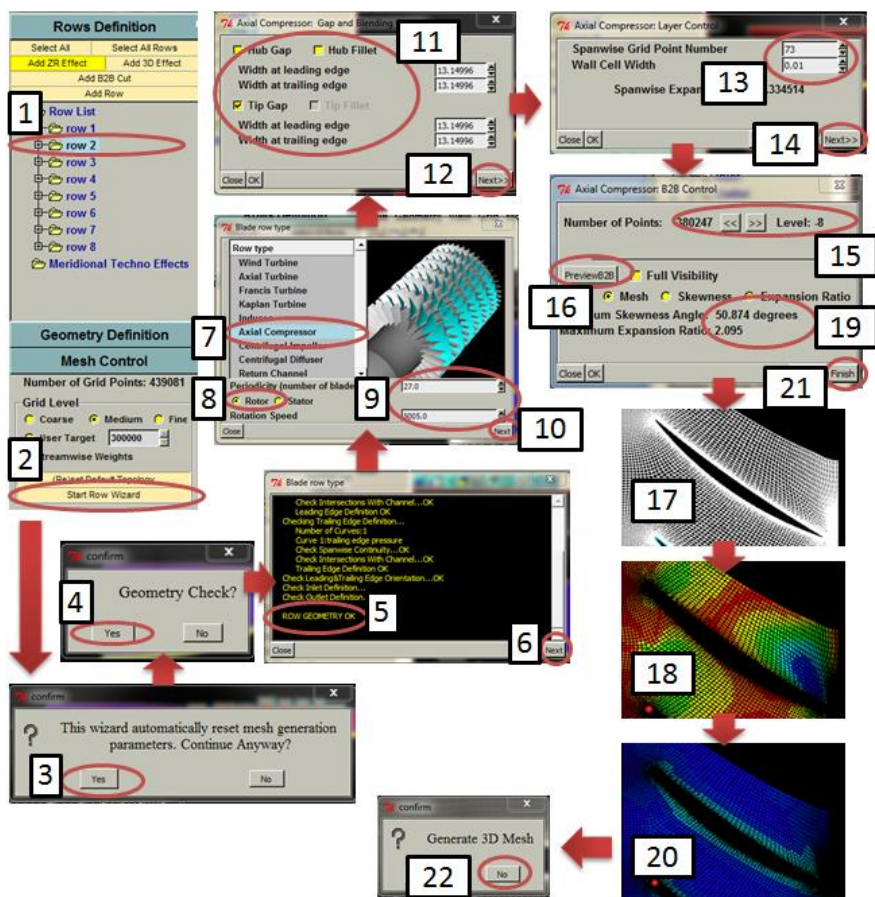


Рис. 2.22. Блок - схема алгоритма построения конечно-элементной сети рабочего колеса с помощью Row Wizard

Шаг 17. Подготовка доменов к окончательной генерации сетки конечных элементов.

После предварительной генерации сетки в доменах, по обе стороны от интерфейса, автоматически появились лишние линии $Z_{constnt}$ line (1 на рис. 2.24). Эти линии необходимо удалить, выделив их ПКМ и в появившемся меню выбрав пункт *Delete* (2 на рис. 2.24).

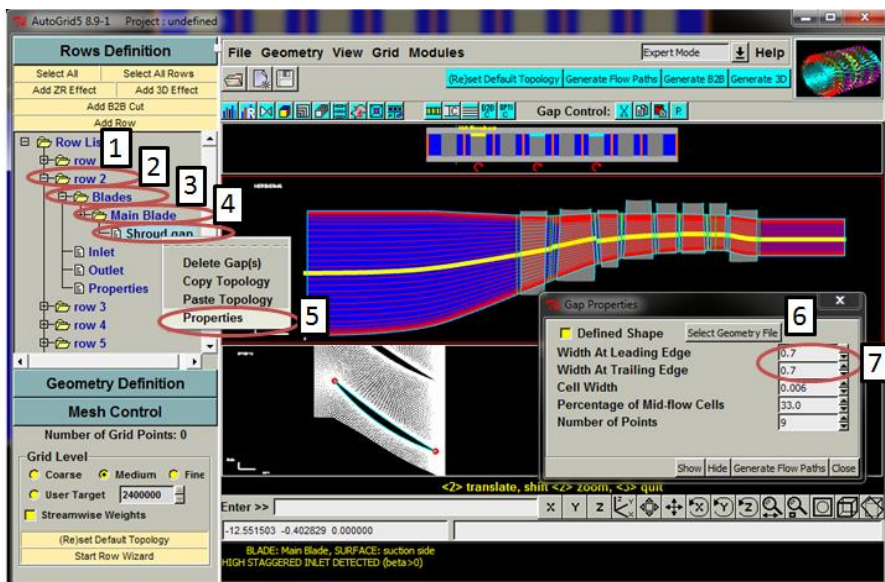


Рис. 2.23. Коррекция величины зазора лопатки РК

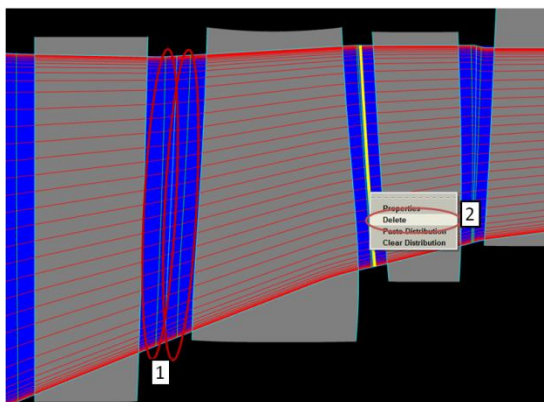


Рис. 2.24. Линии $Z = \text{const}$ в домене РК, подлежащие удалению

Шаг 18. Генерация пространственной сетки.

Когда параметры сетки КЭ всех венцов будут полностью определены, необходимо запустить генерацию пространственной сетки. Для этого в дереве проекта следует выбрать все венцы, нажав кнопку *Select All* (1 на рис. 2.25). Затем следует нажать кнопку *Generate 3D* в верхнем правом углу окна

программы (2 на рис. 2.25). Процесс подтверждается нажатием кнопки *Start* в появившемся меню *Generation Control* (3 на рис. 2.25). Процесс генерации может занять некоторое время, которое определяется заданными параметрами сетки и производительностью компьютера.

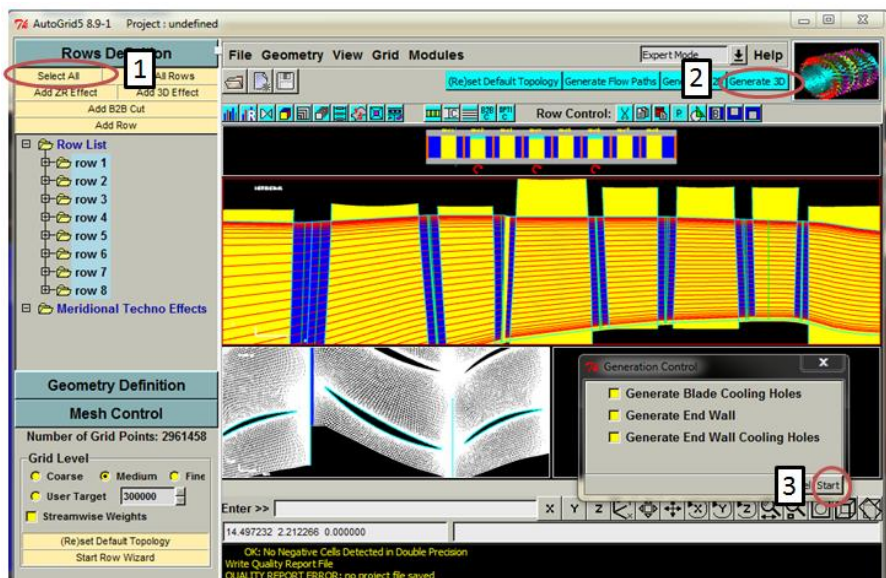


Рис. 2.25. Генерация пространственной сетки конечных элементов

2.1.3. Проверка качества сетки конечных элементов

После завершения процесса генерации появляется окно *Grid Quality Check*, изображенное на рис. 2.26, с краткой информацией о созданной сети КЭ. Она содержит в себе данные о количестве узлов и ячеек в модели, количество вложенных уровней сетки в модель и значения критериев качества сетки (*min skewness* – минимальная скошенность, *max aspect ratio* – отношение максимального размера ячейки к минимальному размеру, *max expansion ratio* – степень расширения ячейки, и др.).

Шаг 19. Просмотр полученной сетки и ее основных параметров.

Просмотреть получившуюся пространственную сетку модели можно с помощью команды (1 на рис. 2.27):

GM → *View* → *View 3D Solid Mesh*.

После ее запуска внешний вид окна программы поменяется, и станет таким как показано на рис. 2.27 (п. 2).

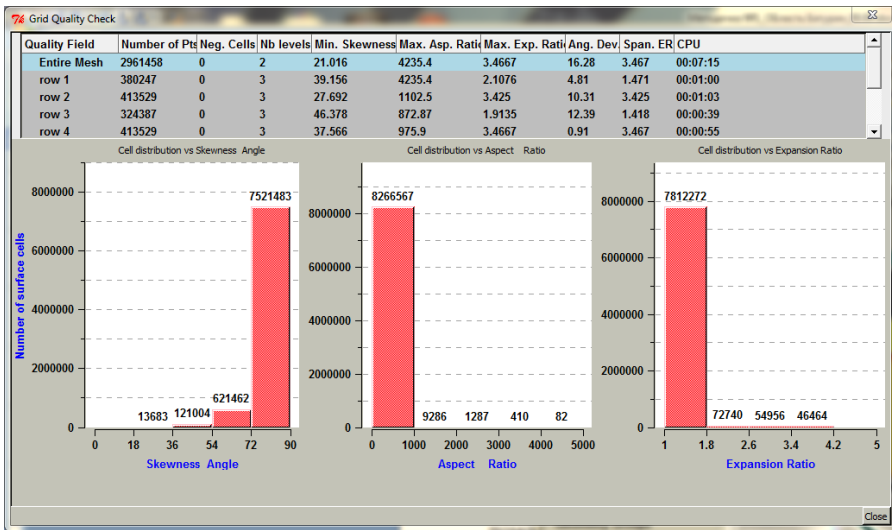


Рис. 2.26. Окно Grid Quality Check

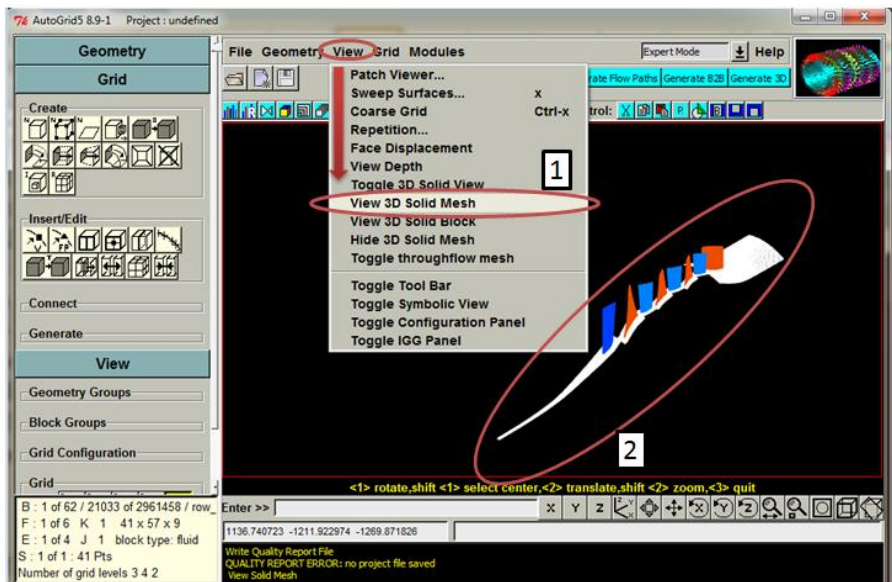



Рис. 2.27. Отображение трехмерной созданной сетки конечных элементов

Используя кнопки во вкладке *View* → *Grid* в дереве проекта можно изменить вид отображения расчетной области (1 на рис. 2.28).

Построенную сетку необходимо проверить на наличие негативных объемов. Для этого следует нажать кнопку  (*Negative cells*) в панели под ГМ (2 на рис. 2.28). В результате появится меню, изображенное на рис. 2.29, в котором следует нажать кнопку *Apply*, затем закрыть окно.

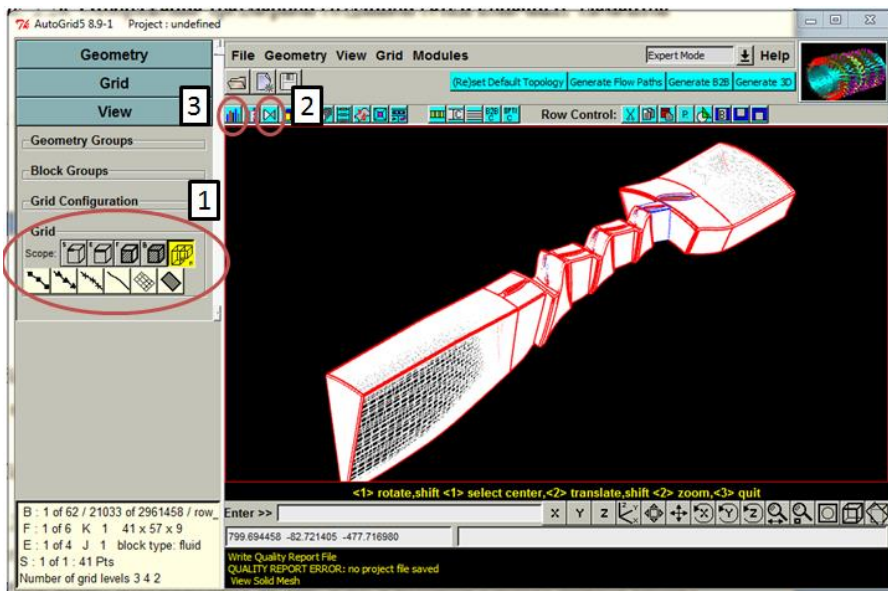


Рис. 2.28. Отображение трехмерной созданной сетки конечных элементов с использованием меню *Grid*

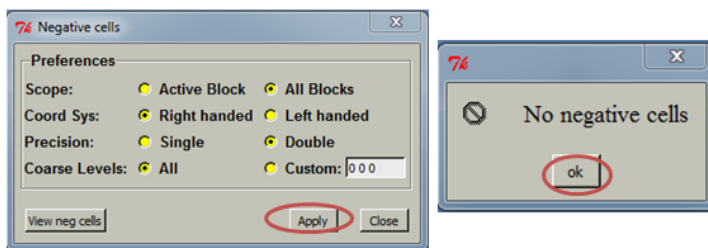


Рис. 2.29. Проверка созданной сети на наличие негативных объемов

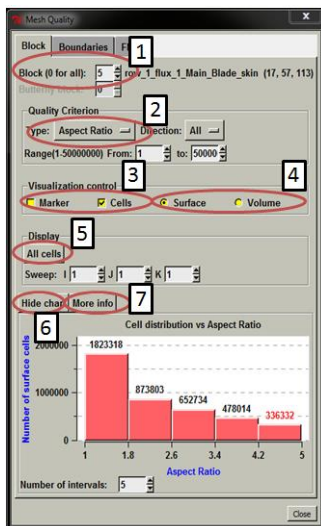


Рис. 2.30. Меню проверки качества сетки

Block ввести «0» (1 на рис. 2.30).

2. Выбрать критерий качества (*Quality Criterion*). Например, *Aspect Ratio* (2 на рис. 2.30).

3. В строке *Visualization control* выбрать способ отображения: будет ли качество отображаться в виде ячеек, покрашенных в соответствующий цвет или в виде маркеров (3 на рис. 2.30); будет ли параметр строиться в виде распределения по поверхности или по объему (4 на рис. 2.30).


4. Нажать кнопку *All cells* (5 на рис. 2.30).

В результате выбранный критерий качества (*Aspect Ratio*) будет отображен в виде цветных ячеек по поверхностям блока № 5 на трехмерном виде турбомшины (рис. 2.31).

Если нажать на кнопку *Show chart* (6 на рис. 2.30), то выбранный параметр будет отображаться в виде гистограммы. Если щелкнуть на любом участке диаграммы ЛКМ, конечные элементы, имеющие значение параметра качества как на выделенном участке будут подсвечены в графическом окне.

Вкладка *More info* (7 на рис. 2.30) предоставляет доступ к дополнительным опциям отображения дополнительной информации о минимальных и максимальных значениях параметров качества.

Качество построенной сетки можно также проверить с помощью команды *Grid quality*, доступ к которой можно получить,

нажав на иконку  в панели под главным меню (3 на рис. 2.28) или с помощью команды:

GM → Grid → Grid Quality.

Внешний вид меню *Grid Quality* показан на рис. 2.30. В нем необходимо проделать следующие манипуляции:

1. Во вкладке *Block* можно выбрать, как отдельные блоки НА и РК, так и всю расчетную модель. Для выбора всей расчетной области необходимо во вкладке

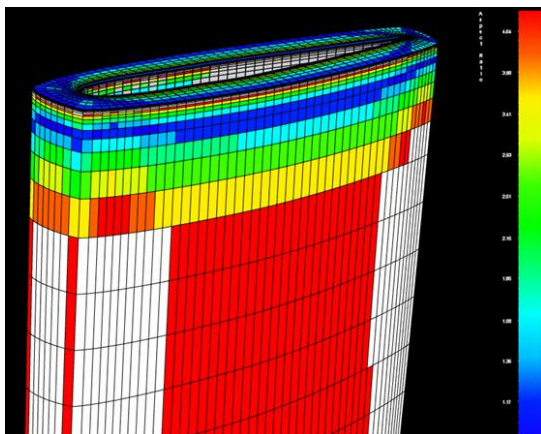


Рис. 2.31. Проверка качества сетки с помощью команды *Grid quality*

2.1.4. Проверка граничных условий

Тип граничных условий для всех поверхностей модели в программе *AutoGrid 5* при исследовании течения в турбомашинах назначаются автоматически. Однако перед проведением расчета имеет смысл проверить их корректность.

Шаг 20. Проверка правильности назначения границ.

Для этого необходимо вызвать соответствующее меню с помощью команды (1 на рис. 2.32):

ГМ → Grid → Boundary Conditions.

Внешний вид данного меню изображен на рис. 2.32. С его помощью обязательно необходимо проверить наличие областей модели, для которых программа не смогла назначить граничные условия автоматически. Для этого в поле *Type* выбирается параметр *UND* (*неопределенный участок*) (2 на рис. 2.32). Если, появившееся в результате последнего действия, поле окна *Patch Selector* окажется пустым, как показано на рис. 2.32 (п.3), то это означает, что все границы рассматриваемой модели описаны и дополнительных действий по назначению граничных условий не требуются.

Далее следует последовательно просмотреть правильность назначения граничных условий (*INL*, *OUT*, *PER*, *SOL* и т.д.).

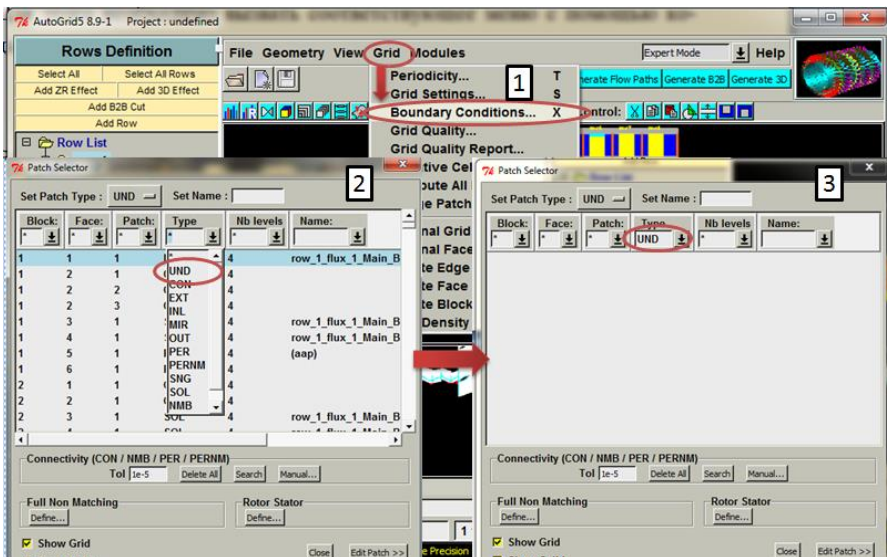


Рис. 2.32. Проверка правильности назначения граничных условий

Законченную модель следует сохранить, используя команду:

ГМ → File → Save Project As.

После сохранения появится окно, содержащее информацию о качестве сетки записанной модели (рис. 2.33).

На этом работа в программе *AutoGrid 5* закончена, и ее можно закрыть.

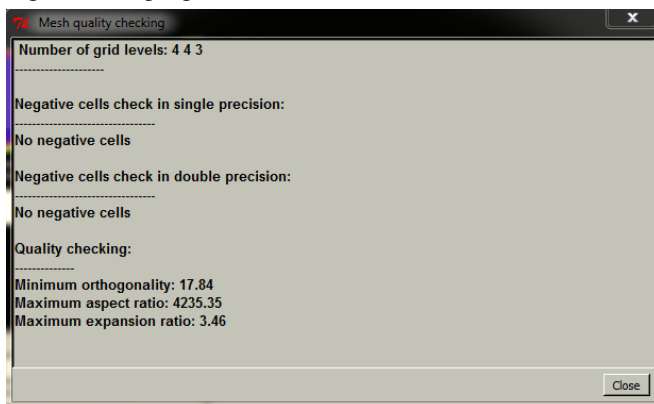


Рис. 2.33. Информация о записанном файле

2.2. ОПИСАНИЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ И НАСТРОЙКИ РЕШАТЕЛЯ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ТЕЧЕНИЯ В ВЕНТИЛЯТОРЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ САЕ ПАКЕТА NUMECA

Задание числовых значений ГУ, настройка решателя и расчет поставленной задачи в программном комплексе *NUMECA* производится в подпрограмме *FINE™/TURBO*.

2.2.1. Запуск программы *FINE™/Turbo*

Шаг 21. Запуск программы *FINE™/TURBO*.

Запуск программы *FINE™/Turbo* осуществляется из меню «Пуск» ОС «Windows»:

Пуск → Программы → NUMECA Software → Fine89_1 → FINE.

После запуска программы появится окно *Project Selection* (рис. 2.34). В нем следует выбрать вкладку *Create a New Project* (1 на рис. 2.34), и с ее помощью присвоить имя новому проекту (2,3 на рис. 2.34).

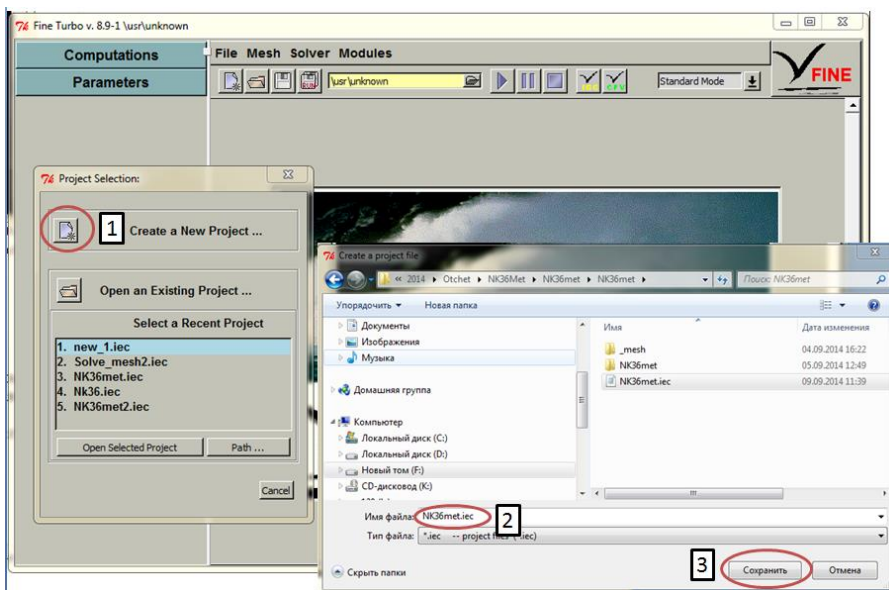


Рис. 2.34. Стартовое окно программы *FINE™/Turbo*

Шаг 22. Загрузка созданной сетки конечных элементов.

Затем следует открыть в *FINE™/Turbo* сетку КЭ, построенную ранее в *AutoGrid5* (см. раздел 2.1), нажав в окне *Grid File Selection* (1 на рис.2.35), кнопку *Open* и выбрав соответствующий файл формата *.igg (2, 3 на рис. 2.35).

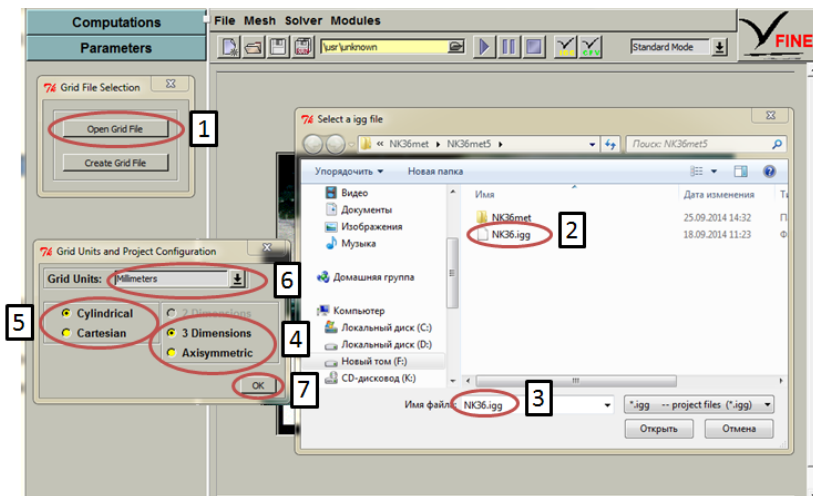


Рис. 2.35. Окно *Grid File Selection*

Шаг 23. Определение параметров проекта.

После загрузки расчетной модели, появится окно *Grid Units and Project Configuration* (рис. 2.35), где необходимо указать тип расчетной модели (трехмерная (*3 Dimensional*) или осесимметричная (*Axisymmetric*)) (4 на рис. 2.35), систему координат (цилиндрическая (*Cylindrical*) или декартова (*Cartesian*)) (5 на рис. 2.35), и единицы измерения (6 на рис. 2.35), в которых создавалась модель (поле *Grid Units*).

Расчетная модель рабочего процесса в вентиляторе является трехмерной. Она будет рассчитываться в цилиндрической СК. Геометрия обычно строится в миллиметрах. В меню *Grid Units and Project Configuration* нужно сделать соответствующие настройки и нажать кнопку *OK* (7 на рис. 2.35),.

Внешний вид окна программы *FINE™/Turbo* после загрузки сетки КЭ представлен на рис. 2.36. Как видно графический интерфейс программы со-

стоит из дерева проектов (в левой части), главного меню (сверху) и рабочей области.

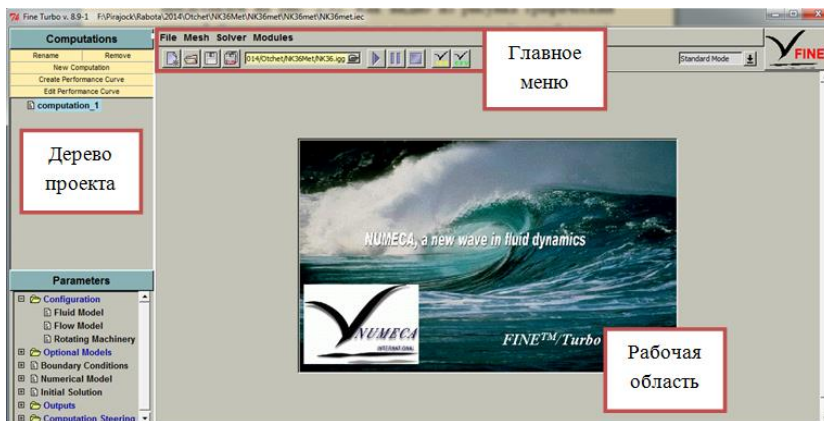


Рис. 2.36. Окно программы FINE™/Turbo после загрузки модели

2.2.2. Задание граничных условий

Шаг 24. Описание свойств рабочего тела.

Для описания свойств рабочего тела в моделируемом процессе необходимо в дереве проекта под вкладкой *Parameters* выбрать пункт *Fluid Model* (1 на рис. 2.37). После этого в рабочей области появится библиотека свойств рабочих веществ. Она содержит обширную базу данных веществ с максимально возможным описанием свойств. В ней необходимо выбрать воздух с параметрами реального газа *Air (Real gas)* (2 на рис. 2.37). Данная модель уже содержит зависимости свойств (теплоемкости, вязкости и др.) от температуры.

Шаг 25. Описание параметров задачи.

На следующем этапе необходимо описать задачу. Для этого под вкладкой *Parameters* следует выбрать пункт *Flow Model* (1 на рис. 2.38). Рабочая область изменит свой вид. Ее изображение показано на рис. 2.38. В ней необходимо сделать следующие настройки:

1. В поле *Time Configuration* задается тип задачи в зависимости от учета нестационарных процессов. Решаемая задача является стационарной, что описывается выбором пункта \otimes *Steady* (2 на рис. 2.38).

2. В поле *Mathematical Method* выбирается пункт *Turbulent Navier-Stokes* (3 на рис. 2.38). Этим определяется, что течение будет исследоваться

на основе решения уравнений Навье Стокса, осредненных по Рейнольдсу с применением моделей турбулентности. В программе также возможно решение уравнений Эйлера или системы Навье – Стокса без учета турбулентности.

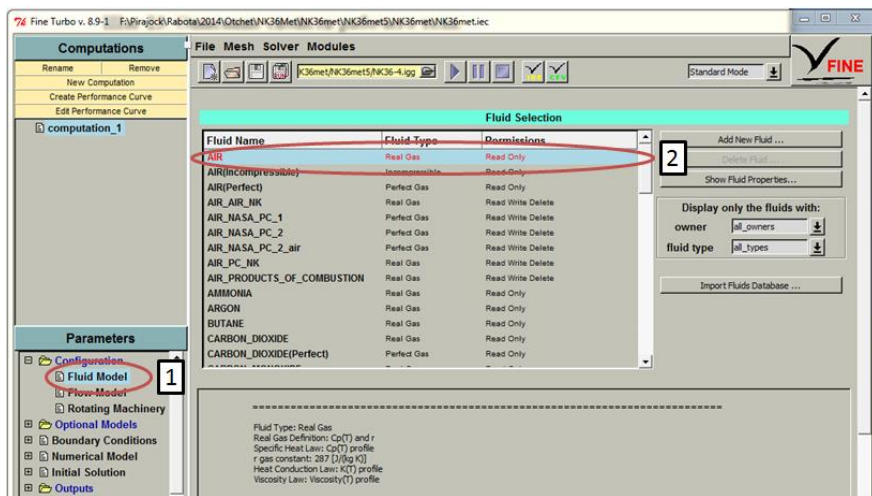


Рис. 2.37. Выбор свойств рабочего тела в меню *Fluid Model*

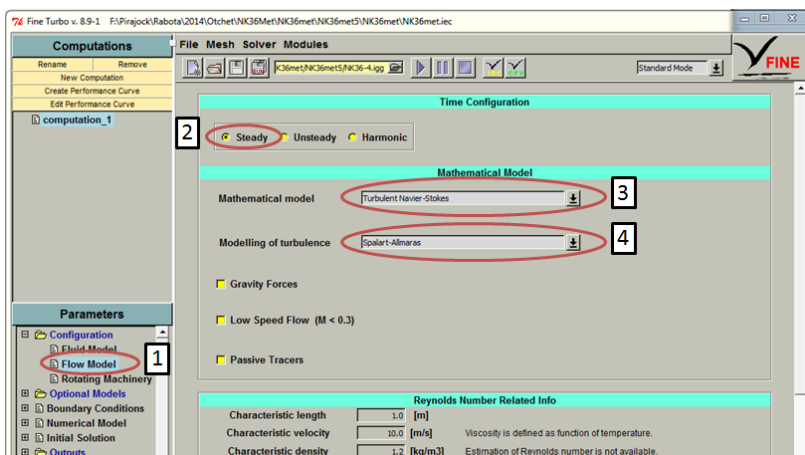


Рис. 2.38. Описание задачи в меню *Flow Model*

3. Выбор моделей турбулентности осуществляется в пункте *Modeling of Turbulence*. Наиболее предпочтительными моделями для решения задач турбо-

машиностроения являются модели *Спаларта Алламарса* (*Spalart-Allmaras*) (4 на рис. 2.38), выбранная в примере, или двухпараметрическая *SST* модель.

Шаг 26. Задание частоты вращения ротора.

На следующем этапе необходимо указать скорости вращения всех венцов. Для этого под вкладкой *Parameters* следует выбрать пункт *Rotating Machinery* (1 на рис. 2.39). Рабочая область вновь изменит свой вид. Ее изображение показано на рис. 2.39. Для всех неподвижных элементов (в примере это *row 1*, *row 3*, *row 5*, *row 7*, *row 8*) необходимо указать скорость вращения 0 об/мин (2 на рис. 2.39). Для остальных вводится значение частоты вращения ротора. В примере подвижными являются венцы *row 2*, *row 4* и *row 6*. Их частота вращения равна 5005 об/мин. Скорость указывается в поле *Rotational Speed* (3 на рис. 2.39).

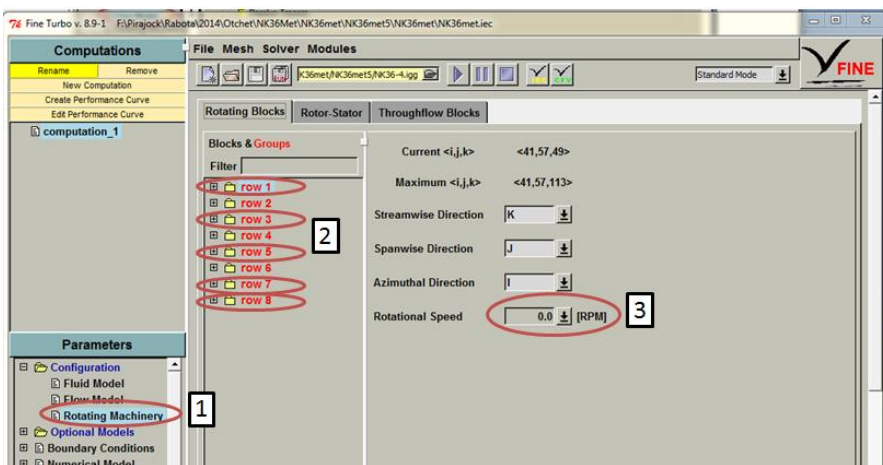


Рис. 2.39. Задание частот вращения венцов *Rotating Machinery*

Шаг 27. Задание граничных условий на границе ротор - статор.

На этом этапе описывается каким образом будет передаваться информация о параметрах потока на границе ротор-статор (между блоками рассчитываемыми в подвижной и неподвижной СК). Чаще всего при решении задач турбомашиностроения в стационарной постановке выбирается вариант *Mixing Plane* при котором параметры потока на выходе из венца, расположенного выше по течению, осредняются в окружном направлении и использу-

ются в качестве входного граничного условия для домена расположенного ниже по потоку.

Задание ГУ на границе ротор - статор осуществляется следующим образом (рис. 2.40).

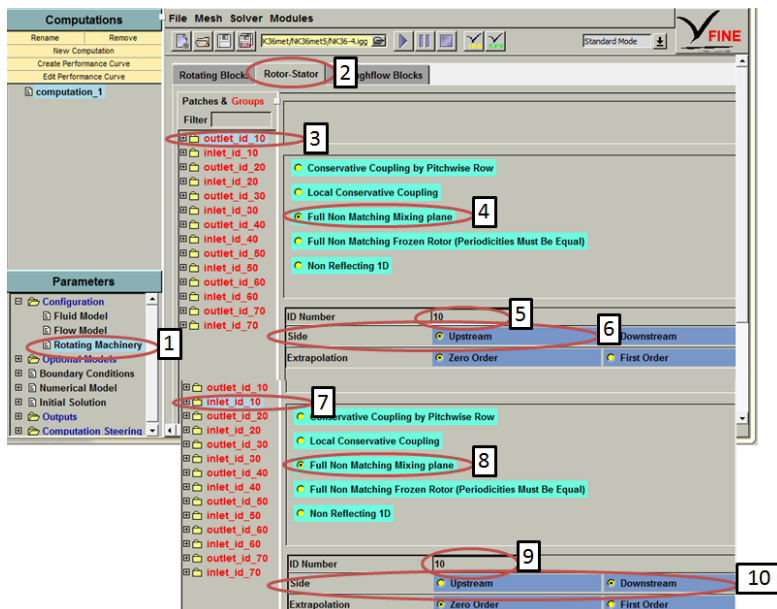


Рис. 2.40. Настройка граничных условий на границе ротор-статор

1. В меню быстрого доступа *Parameters* выбирается приложение *Rotating Machinery* (1 на рис. 2.40).

2. В нем выбирается вкладка *Rotor-Stator* (2 на рис. 2.40).

3. В меню, в окне *Patches & Groups*, вначале выбирается выходная граница первого домена (в примере - *outlet_id_10*) (3 на рис. 2.40). В ее меню следует выбрать тип граничного условия ☒ *Full Non Matching Mixing Plane* (4 на рис. 2.40). В строке *ID Number* автоматически будет определен номер интерфейса – 10 (5 на рис. 2.40). В строке *Side* автоматически определится тип границы *Upstream* (сечение сверху по течению относительно границы) (6 на рис. 2.40).

4. Для входного сечения (в примере *inlet_id_10*) (7 на рис. 2.40) следует произвести следующие настройки. Выбирается опция ☒ *Full Non Matching*

Mixing Plane (8 на рис. 2.40). В строке *ID Number* автоматически определяется номер интерфейса – 10 (9 на рис. 2.40). Обратим внимание, что значение *ID* для двух границ (входной и выходной) одного интерфейса совпадает. В строке *Side* автоматически определен тип границы *Downstream* (сечение внизу по течению относительно границы) (10 на рис. 2.40).

5. Для всех остальных входных выходных границ следует произвести аналогичные настройки.

Шаг 28. Задание численных значений граничных условий на входе/выходе расчетной области.

В меню *Boundary Conditions* (1 на рис. 2.41) под вкладкой *Parameters* производится задание численных значений граничных условий. Для исследования течения в турбомашинах, предпочтительным видом граничных условий является полное давление и температура на входе и статическое давление на выходе.

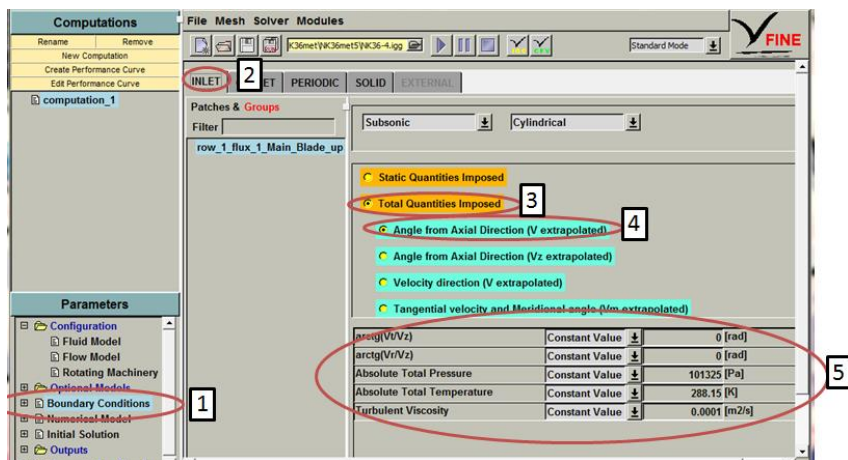


Рис. 2.41. Задание входных граничных условий (меню *Boundary Condition*, вкладка *INLET*)

Входное граничное условие описывается во вкладке *INLET* (2 на рис. 2.41) меню *Boundary Conditions*. В нем необходимо сделать следующие настройки.

1. Выбрать опцию \otimes *Total Quantities Imposed* (3 на рис. 2.41). Она определяет, что на данной границе будут задаваться полные параметры.

2. Ниже выбирается способ задания направления скорости. Здесь следует выбрать *Angle from Axial Direction (V extrapolated)* (4 на рис. 2.41)) и в

полях ниже ввести числовые значения граничных условий на входной границе (5 на рис. 2.41):

- $\arctg(V_t/V_z)$ - тангенс угла между осевым и окружным направлением;
- $\arctg(V_r/V_z)$ - тангенс угла между осевым и радиальным направлением;
- *Absolute Total Pressure* – величина полного давления;
- *Absolute Total Temperature* – величина полной температуры;
- *Turbulent Viscosity* – турбулентная вязкость.

В рассматриваемом примере были введены следующие значения:

- $\arctg(V_t/V_z)=0$;
- $\arctg(V_r/V_z) = 0$;
- *Absolute Total Pressure* = 101325 Па (CAV);
- *Absolute Total Temperature*= 288,15 K (CAV);
- *Turbulent Viscosity* = 0,0001 М²/с (оставляется значение по умолчанию).

Выходное граничное условие описывается во вкладке *OUTLET* (2 на рис. 2.42) меню *Boundary Condition* (1 на рис. 2.42). В нем необходимо сделать следующие настройки.

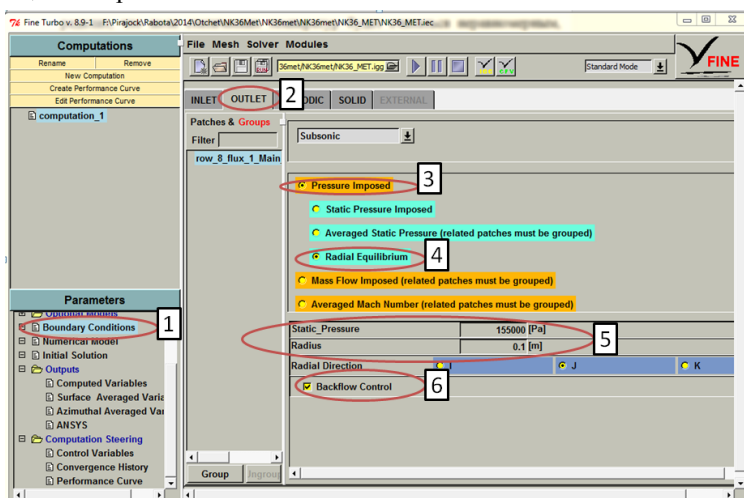


Рис. 2.42. Задание выходных граничных условий (меню *Boundary Condition*, вкладка *Outlet*)

1. Выбирается опция \otimes *Pressure Imposed* (3 на рис. 2.42), что говорит о том, что на выходной границе будет задаваться статическое давление.

2. Выбирается опция \otimes *Radial equilibrium* (4 на рис. 2.42), что определит, что поле статических температур будет считаться неравномерным, подчиняющимся уравнению радиального равновесия.

3. Для этого типа ГУ нужно указать непосредственно значение статического давления на выходе (*Static Pressure*) (в примере - 155 000 Па – получено из предварительного газодинамического расчета), указать радиус, на котором ожидается данная величина давления (*Radius*) (В примере - 0,1м, используется значение по умолчанию) (5 на рис. 2.42) и выбрать опцию ☒ *Backflow Control* (6 на рис. 2.42).

Шаг 29. Задание периодических границ.

Граничное условие периодичности задаются во вкладке *PERIODIC* (2 на рис. 2.43) меню *Boundary Conditions* (1 на рис. 2.43). В данной вкладке тип периодического условия выбирается автоматически и зависит от типа сетки (совпадают ли узлы на периодической границе или нет). В большинстве случаев никаких дополнительных настроек в этом меню не требуется.

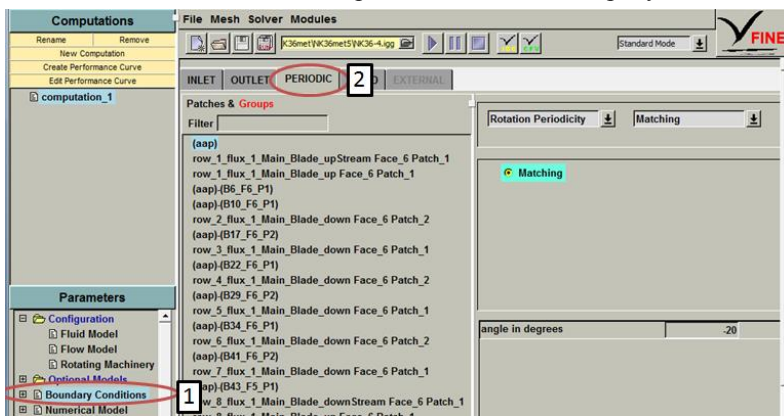


Рис. 2.43. Задание периодических граничных условий (меню *Boundary Condition*, вкладка *PERIODIC*)

Шаг 30. Задание граничного условия для стенок.

Граничные условия для стенок канала задаются во вкладке *SOLID* (2 на рис. 2.44) меню *Boundary Conditions* (1 на рис. 2.44). В нем необходимо сделать следующие настройки.

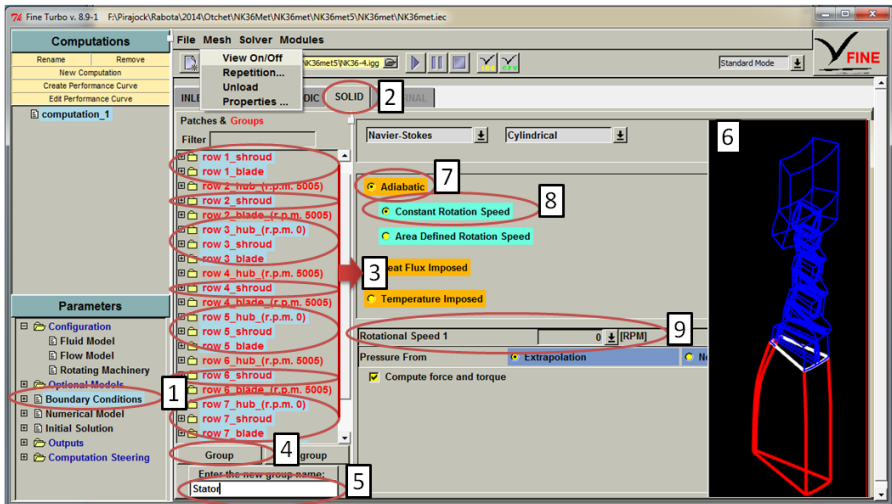


Рис. 2.44. Задание граничных условий на неподвижные трактовые поверхности (меню *Boundary Condition*, вкладка *SOLID*)

1. Выделить все поверхности, относящиеся к статору, т.е. неподвижные поверхности (3 на рис. 2.44), нажать клавишу *Group* в нижней части окна (4 на рис. 2.44) для объединения этих поверхностей в одну группу и в появившемся окне *Enter the new group name:* задать ее имя, например, *STATOR* (5 на рис. 2.44). Для наглядности и удобства выбора поверхностей можно открыть окно визуализации сетки (6 на рис. 2.44) с помощью команды:

GM → *Mesh* → *View On/Off*

2. Аналогично необходимо объединить все поверхности ротора в группу под именем *ROTOR*.

3. Далее в списке следует найти созданную ранее группу *STATOR*. Для нее необходимо выбрать опцию *Adiabatic* (7 на рис. 2.44) → *Constant Rotation Speed* (8 на рис. 2.44) и ввести в поле *Rotational Speed 1* величину 0 (9 на рис. 2.44), что означает, что указанные стенки неподвижны.

4. В списке выбрать группу *ROTOR* (1 на рис. 2.45). Для нее необходимо выбрать опцию *Adiabatic* (2 на рис. 2.45) → *Constant Rotation Speed* (3 на рис. 2.45) и ввести величину частоты вращения ротора (в примере – 5005) (4 на рис. 2.45), что означает, что указанные стенки вращаются вместе с ро-

тором. Кроме того, здесь необходимо активировать опцию *Compute force and torque* (5 на рис. 2.45).

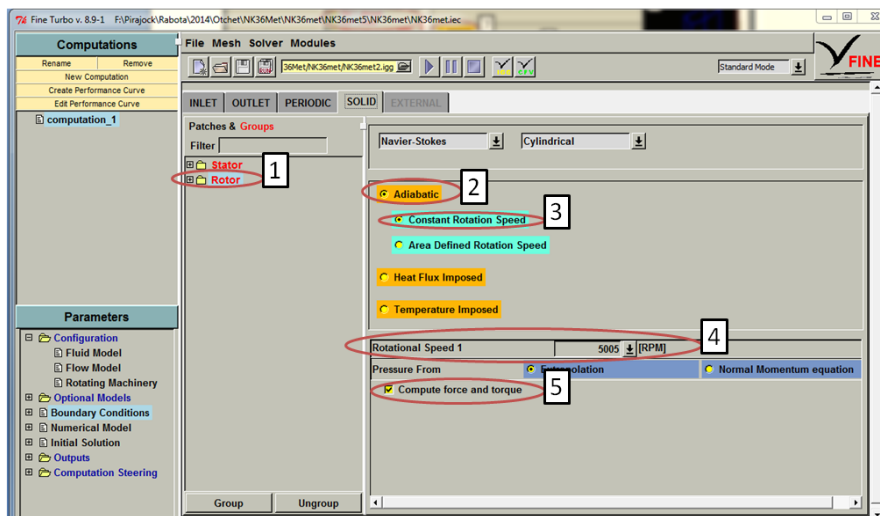


Рис. 2.45. Задание граничных условий на подвижные трактовые поверхности (меню *Boundary Condition*, вкладка *SOLID*)

2.2.3. Настройка решателя

Шаг 31. Выбор рассчитываемых переменных.

В меню *Outputs* (1 на рис. 2.46, 2.48, 2.49), находящемся в дереве проекта под вкладкой *Parameters*, производится настройка параметра решателя.

В подпункте *Computed Variables* (2 на рис. 2.46) в списке, который появится в рабочем окне, галочками отмечаются переменные, которые необходимо рассчитать при решении задачи.

В подпункте *Surface Averaged Variables* (2 на рис. 2.48) в списке, который появится в рабочем окне, галочками отмечаются переменные, интегральные значения которых необходимо рассчитать на границах блоков. Там же указывается и тип осреднения: по площади сечения (*Area*) или расходу (*Mass*).

В подпункте *Azimuthal Averaged Variables* (2 на рис. 2.49) в списке, который появится в рабочем окне, галочками отмечаются переменные, интегральные значения которых необходимо рассчитать в окружном направлении.

На рис. 2.46... 2.49 показаны все параметры, которые необходимо отметить галочками.

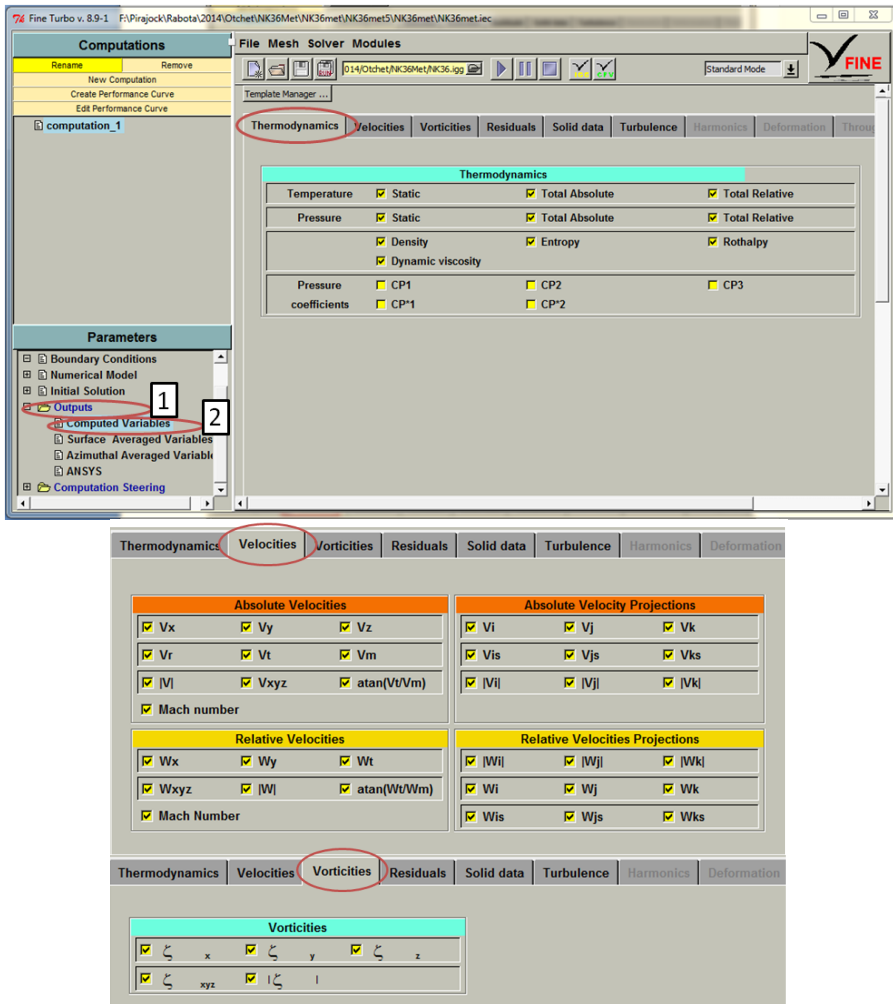


Рис. 2.46. Выбор расчетных переменных (меню *Computed Variables*, вкладки *THERMODYNAMICS*, *VELOCITIES*, *VORTICITIES*)

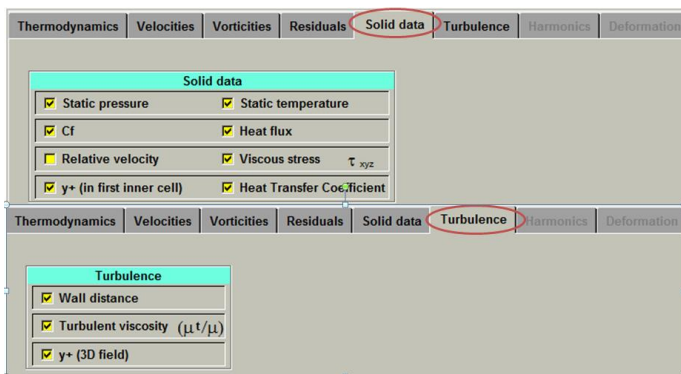


Рис. 2.47. Выбор расчетных переменных (меню *Computed Variables*, вкладки *SOLID DATA*, *TURBULENCE*)

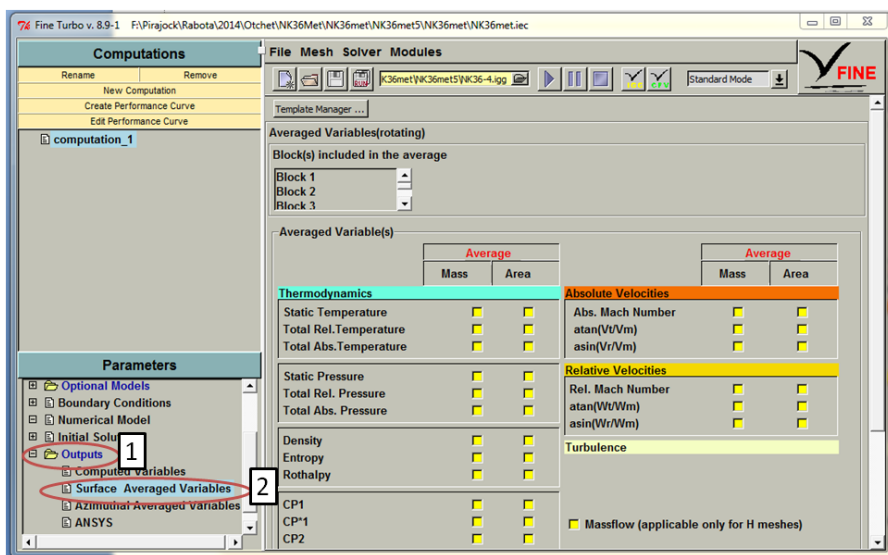


Рис. 2.48. Выбор расчетных интегральных переменных (меню *Surface Averaged Variables*)

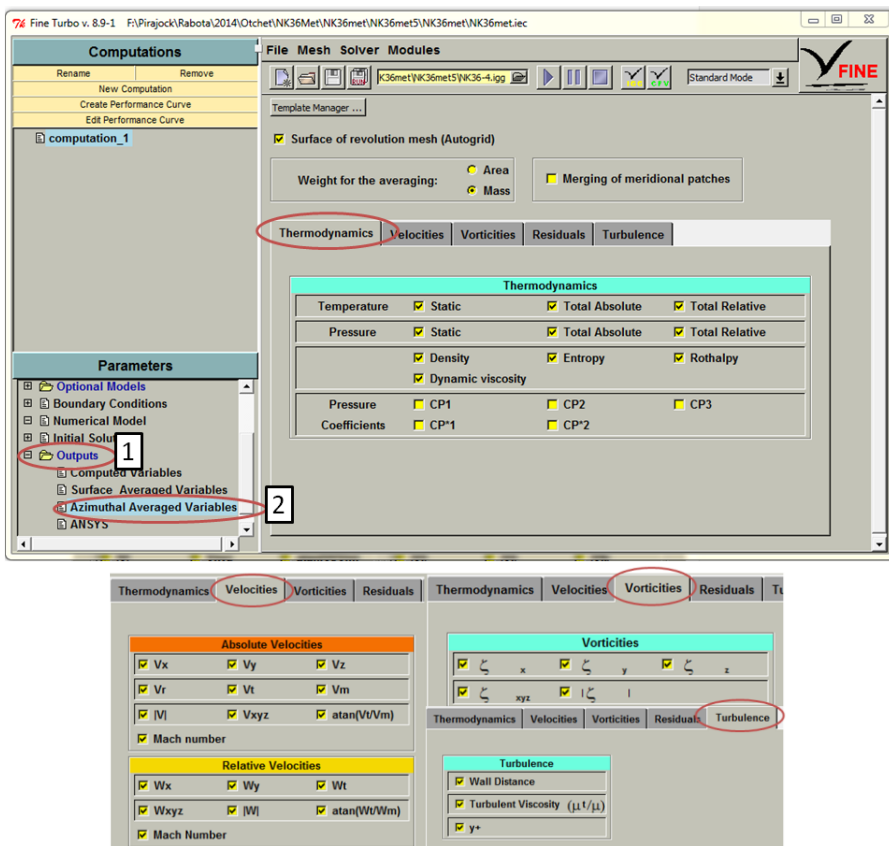
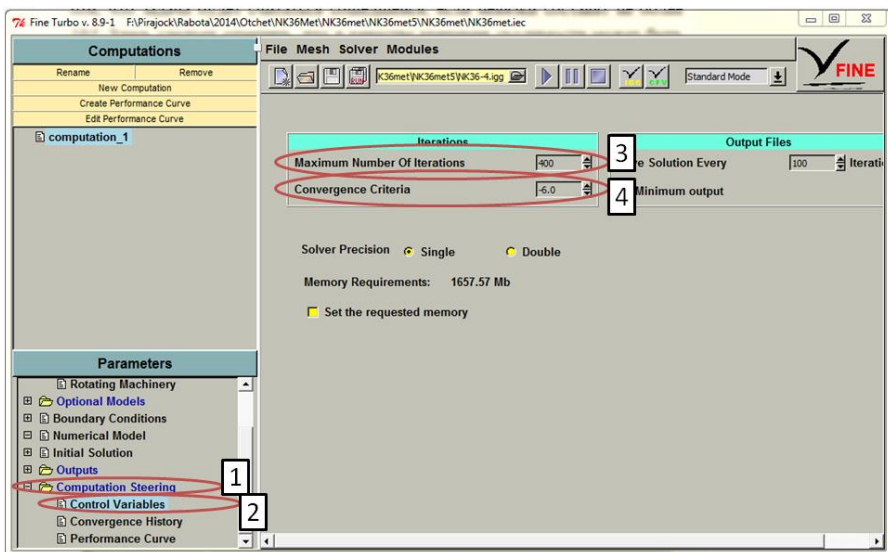


Рис. 2.49. Выбор интегральных переменных, рассчитанных в окружном направлении (меню *Azimuthal Averaged Variables*, вкладки *THERMODYNAMICS*, *VELOCITIES*, *VORTICITIES*, *TURBULENCE*)

Шаг 32. Задание числа итераций и установка критериев сходимости.

Для определения числа итераций, которые необходимо сделать для решения, в дереве проекта под вкладкой *Parameters* следует выбрать пункт *Computation Steering* (1 на рис. 2.50) → *Control Variables* (2 на рис. 2.50). В результате рабочая область окна программы примет вид, изображенный на рис. 2.50. В нем, в строке *Maximum number of Iterations* (3 на рис. 2.50), вводится максимальное число итераций, после которых расчет будет остановлен, если не будет достигнуто условие сходимости (например, 400).





**Рис. 2.50. Задание числа итераций и критерия сходимости
в меню *Control Variables***

В поле *Convergence Criteria* (4 на рис. 2.50) указывается критерий сходимости, при достижении которого расчет будет остановлен. Данная величина представляет собой значение степени. Например, величина $-6,0$ говорит о том, что задача будет считаться сошедшейся, если невязки составят не более 10^{-6} . Здесь следует отметить, что в качестве критерия сходимости может быть использована неизменность невязок по итерациям. Неизменность невязок говорит о том, что достигнута предельная точность решения и снижение невязок возможно только за счет улучшения качества сетки.

2.2.4. Запуск итерационного расчета

Шаг 33. Запуск процесса решения.

После описания всех необходимых граничных условий и настройки решателя может быть запущен процесс решения. Это делается нажатием на кнопку  в верхней части рабочего окна *Fine* (1 на рис. 2.51). Решение может быть остановлено в любой момент с помощью кнопки  (2 на рис. 2.52).

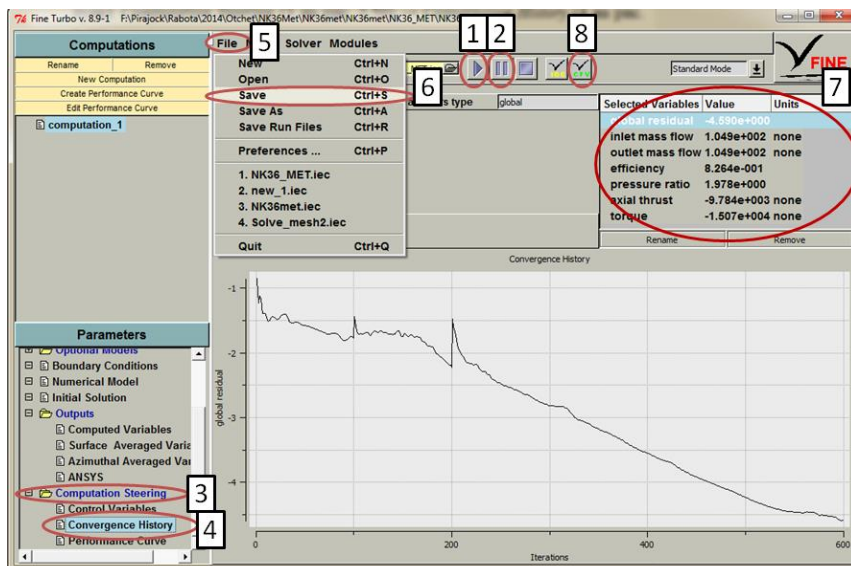


Рис. 2.51. Визуализация процесса решения

Для контроля хода решения в процессе целесообразно вывести на экран меню *Convergence History*, в котором будут отражаться значения основных параметров (глобальная невязка, расход на входе и на выходе, КПД, перепад давления, осевая сила, момент) рассчитываемых в ходе решения, как в виде динамически изменяющихся значений в правом верхнем окне в зависимости от итераций, так и в виде динамически меняющегося графика.

Вызвать его можно в дереве проекта нажав под вкладкой *Parameters* пункт *Computation Steering* (3 на рис. 2.51) → *Convergence History* (4 на рис. 2.51).

Задача считается сошедшейся, если значения среднего расхода на входе и на выходе, а также КПД и степени повышения полного давления на графических зависимостях, имеют устоявшийся вид (т.е. после определенного момента, в ходе дальнейших расчёта, их величины не меняются и лежат около определенного значения, либо колеблются возле него с одинаковой амплитудой).

После завершения расчета, результаты следует сохранить с помощью команды *ГМ* → *File* → *Save* (5,6 на рис. 2.51).

Как видно из рис. 2.51 в правом верхнем углу окна решателя (7 на рис. 2.51) приводятся значения некоторых важных параметров рабочего процесса вентилятора: *inlet mass flow* – расход воздуха на входе; *outlet mass flow* – расход воздуха на выходе; *efficiency* – КПД вентилятора; *pressure ratio* – степень повышения давления вентилятора.

На этом работа в программе *FINE™/Turbo* закончена и ее можно закрыть.

2.3. ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ *NUMECA*

Последним этапом решения газодинамических задач с помощью *CFD* программ является обработка результатов расчета. Грамотное использование возможностей постпроцессора позволяет оценить адекватность сделанных расчетов, увидеть структуру потока и собрать исчерпывающие сведения о нем. Умение правильно и полно представить полученные результаты позволяет существенно облегчить анализ картины течения и поиск путей ее улучшения.

Визуализация результатов расчета в программном комплексе *NUMECA* осуществляется в подпрограмме *CFView*. Она по своим возможностям схожа с аналогичными модулями других *CFD* программ и позволяет строить поля распределения параметров потока, векторов, линий тока, управлять отображением модели и т.п. Результаты могут быть представлены в виде графиков, текстовых файлов или интегральных значений параметров.

Модуль *CFView* запускается из меню «Пуск» ОС «Windows»:

Пуск → Программы → NUMECA Software → Fine89_1 → CFView.

Рабочее окно программы *CFView* приведено на рис. 2.52. Как и в случае *FINE™/TURBO* окно программы состоит из дерева проекта (слева), главного меню (сверху) и графического окна.

Шаг 34. Загрузка файла с результатами расчета в программу *CFView*.

После загрузки программы *CFView* следует прочитать файл результатов расчета с расширением **.run*, записанный в программе *FINE™/TURBO*. Загрузка файла осуществляется с помощью команды (1, 2 на рис. 2.53):

ГМ → File → Open Project.

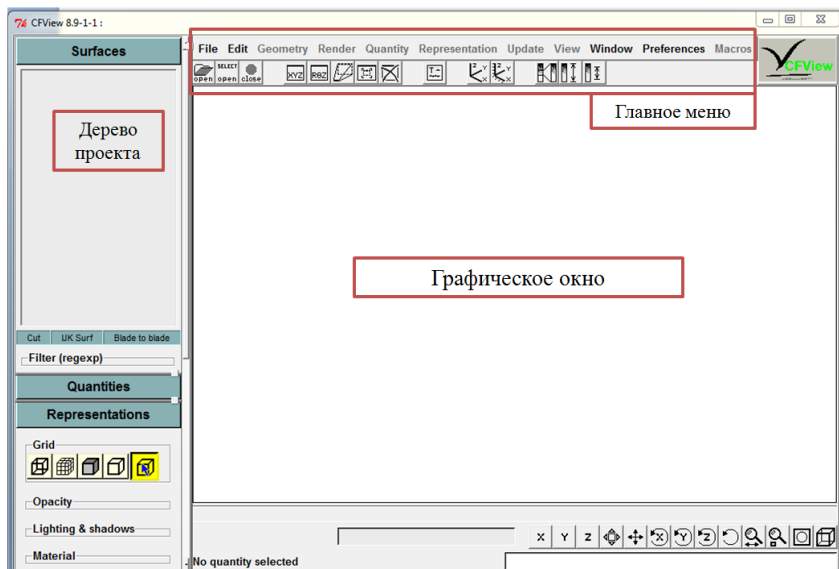


Рис. 2.52. Внешний вид окна программы CFView

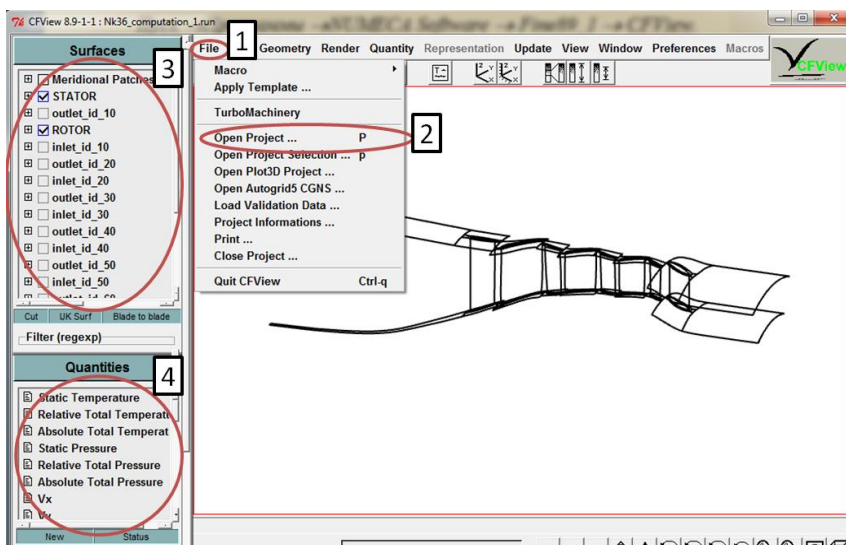



Рис. 2.53. Внешний вид окна программы CFView после загрузки результатов расчета

Внешний вид окна программы после загрузки результатов расчета показан на рис. 2.53. Обратите внимание, что в дереве проекта появились названия границ расчетной области (3 на рис. 2.53), а ниже названия вычисленных параметров потока (4 на рис. 2.53).

Программу *CFView* также можно запустить из программы *FINE™/TURBO* после получения решения с помощью кнопки  в главном меню (8 на рис. 2.51). При загрузке модуля *CFView* таким способом появится окно *View Results* (1 на рис. 2.54). Если в нем выбрать опцию ☒ *View the azimuthal averaged solution* (2 на рис. 2.54), то модель ступени в модуле будет сразу отображена в меридиональном виде и параметры получившегося решения будут осреднены в окружном направлении. Если указанную настройку не выбирать ☐ (3 на рис. 2.54), то модель ступени будет представлена в трехмерном виде.

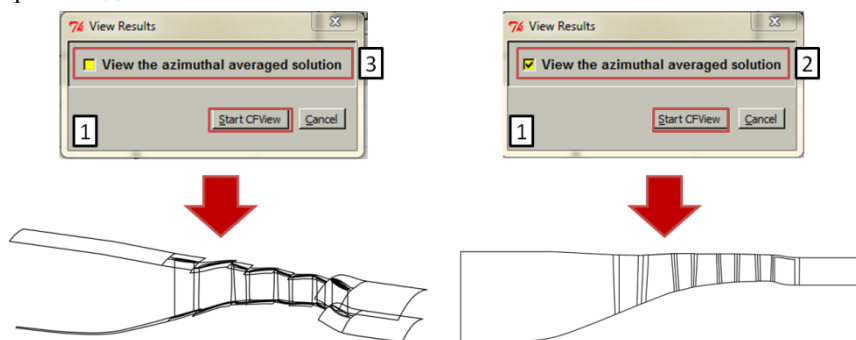


Рис. 2.54. Меню *View Results*

2.3.1. Построение расчетных картин распределения параметров трехмерного потока

Шаг 35. Построение полей распределения параметров

Для построения поля распределения выбранной переменной в межлопаточном канале в произвольном по высоте сечении необходимо произвести следующие действия:

1. Строится турбоповерхность, на которой будет отображаться поле изменения параметров. Для этого необходимо воспользоваться командой (1 на рис. 2.55):

$\Gamma M \rightarrow \text{Geometry} \rightarrow \text{Blade to Blade Surface}$.

В появившемся меню *Blade to Blade Surface* (2 на рис. 2.55) в поле *Surface Type* (3 на рис. 2.55) следует выбрать пункт ☒ *Blade to Blade* (4 на рис. 2.55). Данная настройка задаст, что будет построена окружное сечение проточной части межлопаточного канала. При этом в поле *S* будет задаваться ее радиальное расположение сечения. *0* – соответствует втулочному сечению, *1* – периферийному, а *0,5* – среднему (5 на рис. 2.55).

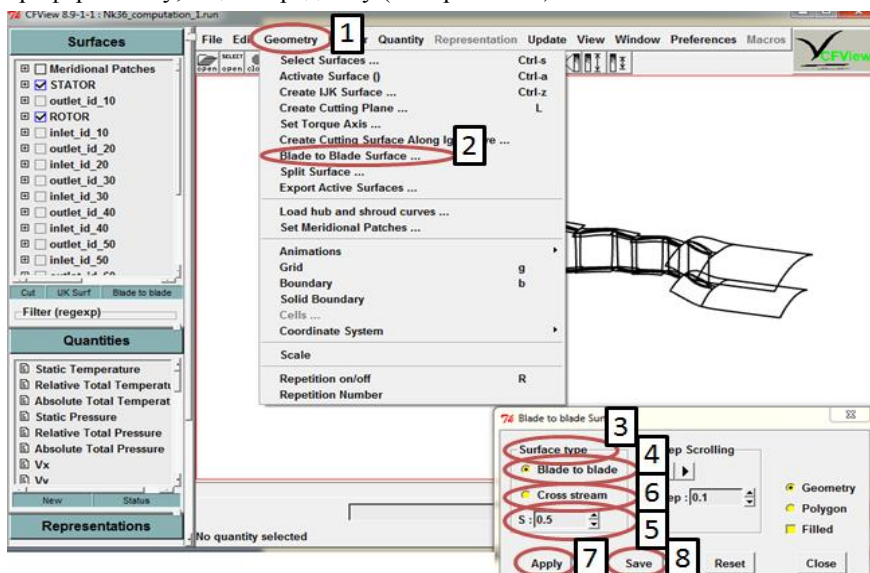


Рис. 2.55. Меню *Blade to Blade Surface*

Если в том же поле выбрать опцию *Cross Stream* (6 на рис. 2.55), то сечение будет построено поперек межлопаточного канала, а в поле *S* будет задаваться его положение вдоль оси вращения.

Задав положение сечения, следует нажать кнопку *Apply* (7 на рис. 2.55), затем *Save* (8 на рис. 2.55).

После выполнения указанных действий в поле *Surfaces* в дереве проекта появится вкладка *CUT1* (1 на рис. 2.56) – это имя построенной секущей поверхности. В случае необходимости ей можно присвоить любое другое имя. Для этого на нем следует щелкнуть ПКМ и выбрать в появившемся меню пункт *Rename* (2 на рис. 2.56).

2. Для удобства дальнейших действий следует снять галочку напротив имени сечения (*CUT1*) двойным щелчком ЛКМ (1 на рис. 2.57).

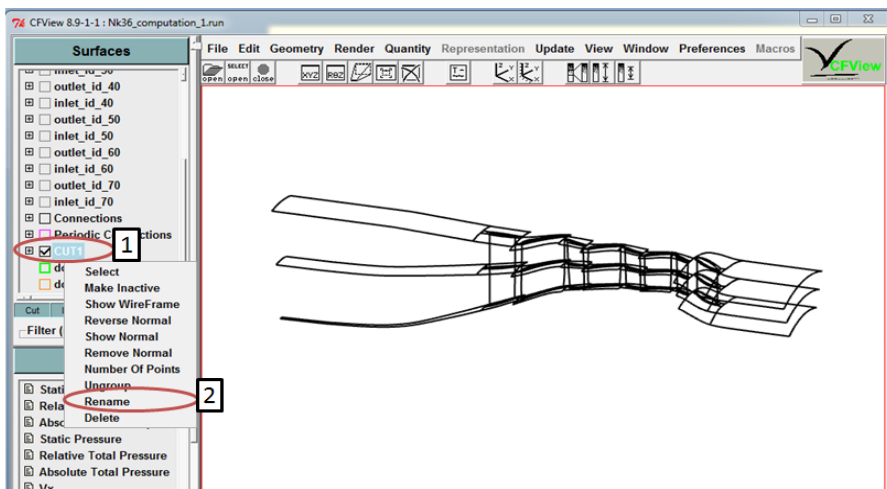


Рис. 2.56. Построение поверхности межлопаточного канала в среднем сечении
ЛОПАТКИ

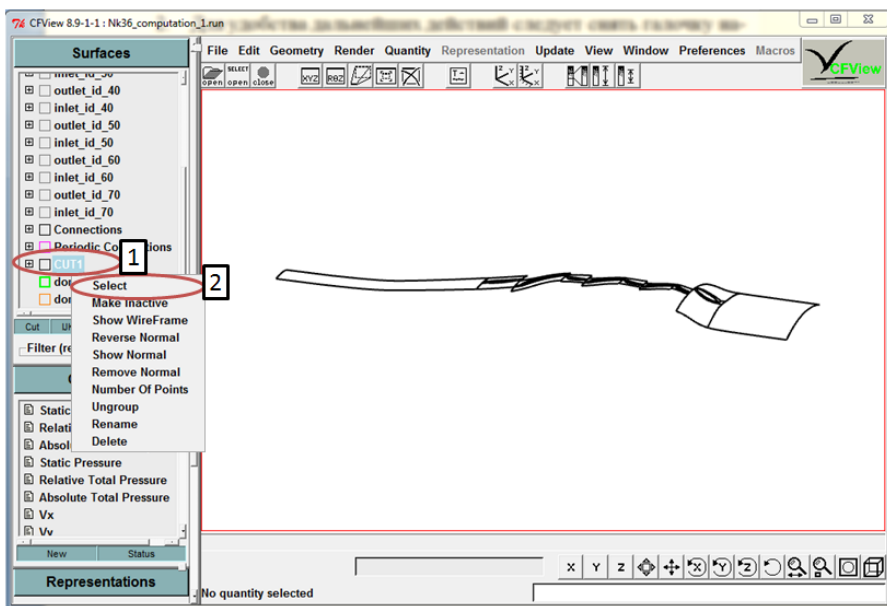




Рис. 2.57. Отображение плоскости межлопаточного канала в среднем сечении

3. Сменить раскладку клавиатуры на английскую и нажать кнопку «b» на ней. Это действие погасит все элементы геометрии, имя которых помечено галочками ☒ в дереве проекта. Таким образом, из графического окна исчезнет все кроме сечения *CUT1* (рис. 2.57), выделение которого было отменено в предыдущем шаге. Это действие позволяет скрыть элементы, которые будут затенять поле и мешать его анализу.

4. Теперь необходимо выбрать сечение, на котором будет строиться поле распределения параметров. Для этого необходимо щелкнуть ПКМ на имени секущей плоскости (*CUT1*) и в появившемся меню выбрать пункт *Select* (2 на рис. 2.57). В результате указанное сечение будет выбрано и напротив него вновь появится галочка ☒ (1 на рис. 2.58). Выбор также можно осуществить двойным щелчком ЛКМ на имени поверхности. Аналогичным образом нужно снять выделение (галочки) со всех других элементов геометрии кроме интересующего сечения.

5. Для удобства восприятия информации модель в графическом окне можно развернуть таким образом, чтобы сечение, в котором строится распределение параметров, располагалось примерно параллельно экрану (рис. 2.58). Для этого можно воспользоваться группой кнопок, находящейся в нижней

части окна. Например, после нажатия кнопки  (2 на рис. 2.58) движение мыши с нажатой ЛКМ вызовет вращение модели, а движение с нажатой СКМ – перемещение. Нажатие на кнопку  (3 на рис. 2.58) расположит модель таким образом, что она займет весь экран.

6. Для отображения поля распределения параметров необходимо выбрать наименование переменной в списке *Quantities* (4 на рис. 2.58) в дереве проекта. Например, для построения распределения чисел Маха в абсолютной СК нужно выбрать *Absolute Mach Number* (5 на рис. 2.58) (напротив названия появится галочка зеленого цвета). Запускается процесс построения поля с помощью команды (6,7,8 на рис. 2.58):

FM → *Representation* → *Color Contour* → *Smoth.*

Результат ее выполнения показан на рис. 2.58.

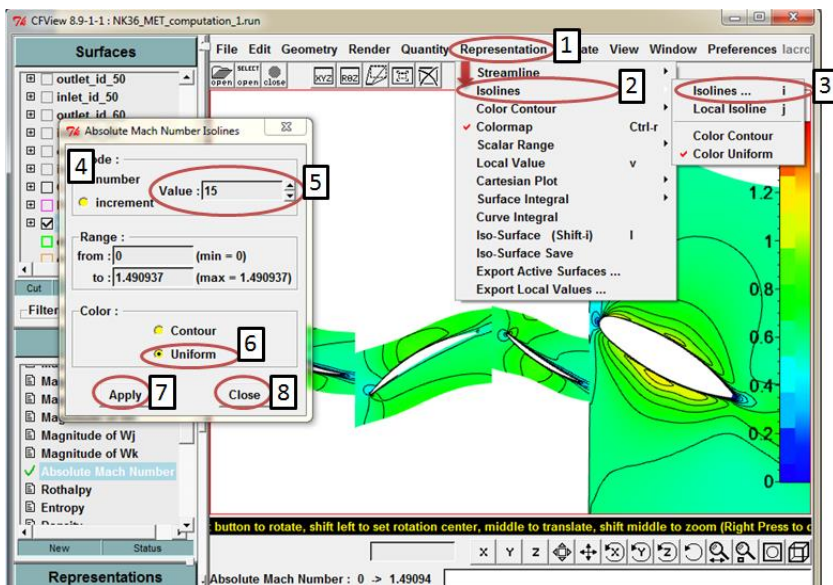


Рис. 2.59. Отображение изолиний на поле распределения чисел Маха

Используя ту же самую турбоповерхность (*CUT1*) можно построить изменение других параметров в рассматриваемом сечении, например, поля давлений и температур. Прежде чем это сделать рекомендуется очистить графическое окно от предыдущего поля с помощью команды (1,2,3 на рис. 2.60):

GM → Update → Delete → All.

Это делается во избежание наложения полей друг на друга.

Используя последовательность, описанную выше, выбирая разные переменные в списке *Quantities* (4 на рис. 2.58) в дереве проекта можно построить поле изменения любых вычисленных параметров. В качестве иллюстрации на рис. 2.60 и 2.61 приведены поля статических давлений и температур.

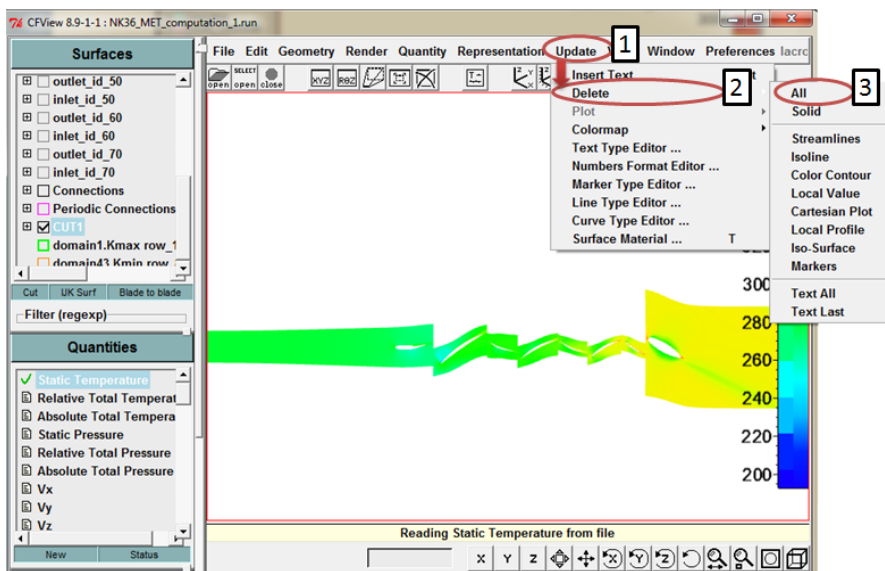


Рис. 2.60. Поле распределения статической температуры в межлопаточном канале вентилятора

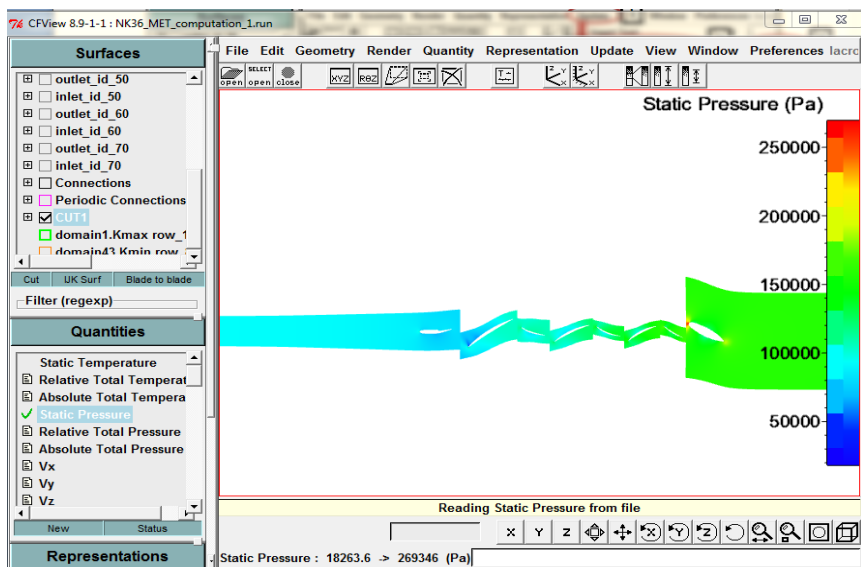


Рис. 2.61. Поле распределения статического давления в межлопаточном канале вентилятора

Шаг 37. Одновременное отображение нескольких соседних межлопаточных каналов.

Как видно из рис. 2.60 и 2.61, по умолчанию в графическом окне подпрограммы *CFView* изображается только один межлопаточный канал. Для повышения информативности визуализации результатов можно отобразить большее число каналов. Для этого следует воспользоваться командой (1,2 на рис. 2.62):

ГМ → Geometry → Repetition Number.

После этого в нижней строке экрана «n» следует выбрать желаемое число повторения межлопаточных каналов (3 на рис. 2.62):. Затем следует выполнить команду (1, 4 на рис. 2.62):

ГМ → Geometry → Repetition on/of.

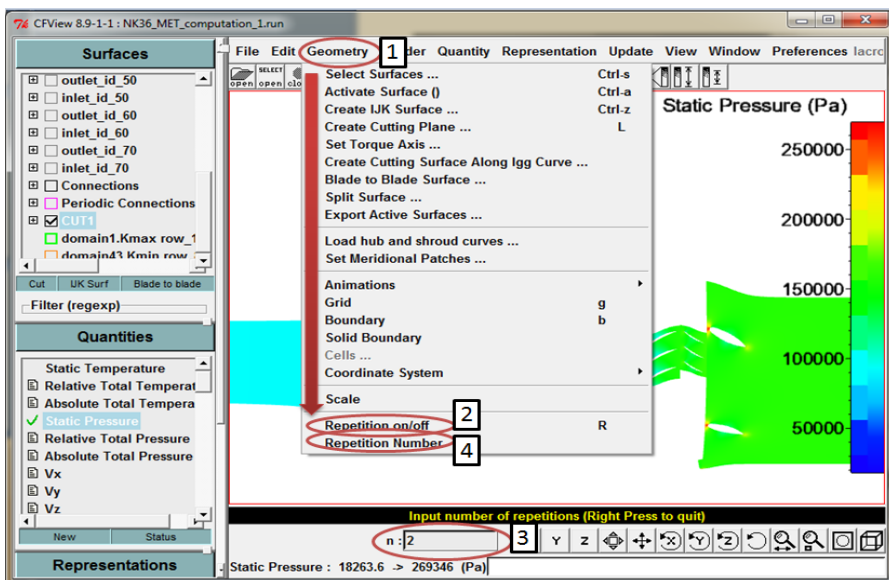


Рис. 2.62. Настройка отображения нескольких межлопаточных каналов в рабочем окне

2.3.2. Построение векторов скоростей

Прежде чем строить поле векторов необходимо очистить графическое окно от предыдущих построений с помощью команды (1, 2, 3 на рис. 2.60):

ГМ → Update → Delete → All.

Построение поля векторов скоростей в некотором сечении во многом схоже с построением поля распределения параметров.

Шаг 38. Построение поля векторов скоростей.

Построения поля векторов, как и полей распределения параметров осуществляется на заранее построенных турбоповерхностях. По этому для получения поля векторов необходимо создать турбоповерхность в необходимом месте канала (Шаг 35, пункт 1), выбрать ее для построения векторов и погасить неиспользуемую геометрию (Шаг 35, пункты 2, 3, 4, 5).

Затем в списке *Quantities* (1 на рис. 2.63) в дереве проекта следует выбрать относительную скорость W_{xyz} (2 на рис. 2.63). При визуализации этого параметра, по умолчанию в межлопаточном канале соплового аппарата (неподвижного венца) будет отображаться абсолютная скорость V_{xyz} , а в канале рабочего колеса относительная W_{xyz} .

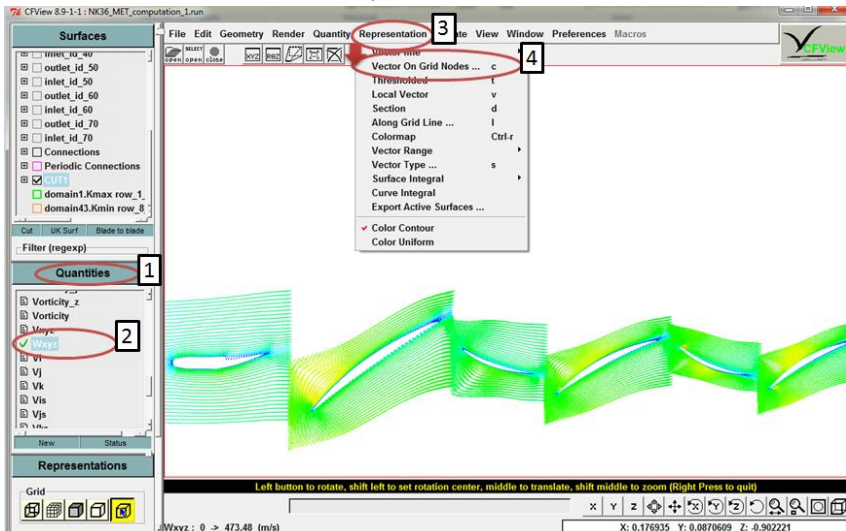


Рис. 2.63. Построение поля векторов

Построение распределения векторов осуществляется с помощью команды (3, 4 на рис. 2.63):

ГМ → *Representation* → *Vector On Grid Nodes*.

В случае необходимости отображение векторов можно настроить с помощью команды (5 на рис. 2.63):

ГМ → *Representation* → *Vector Type*.

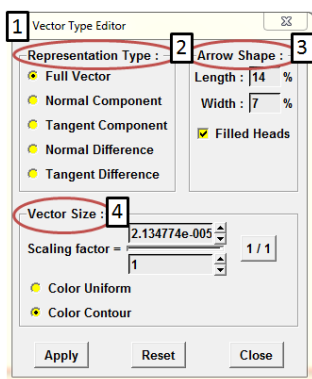


Рис. 2.64. Меню *Vector Type*

В результате ее выполнения появится меню *Vector Type Editor* (1 на рис. 2.64). В нем, в поле *Representation Type* (2 на рис. 2.64), можно выбрать тип вектора: полный вектор, нормальные, тангенциальные компоненты и т.п. В поле *Arrow Shape* (3 на рис. 2.64) задается размер стрелки вектора в процентах длины. В поле *Vector Size* (4 на рис. 2.64) выбирается размер вектора.

Результат построения полей распределения векторов скоростей на примере РК первой ступени вентилятора представлен на рис. 2.65.

2.3.3. Построение графических зависимостей изменения параметров, осредненных в окружном направлении по высоте проточной части

Построение графических зависимостей изменения параметров, осредненных в окружном направлении, по высоте проточной части осуществляется в последовательности, приведенной ниже. Построение будет вестись на примере графиков изменения полного давления и полной температуры по высоте лопатки на выходе из ступени. Другие зависимости создаются аналогично.

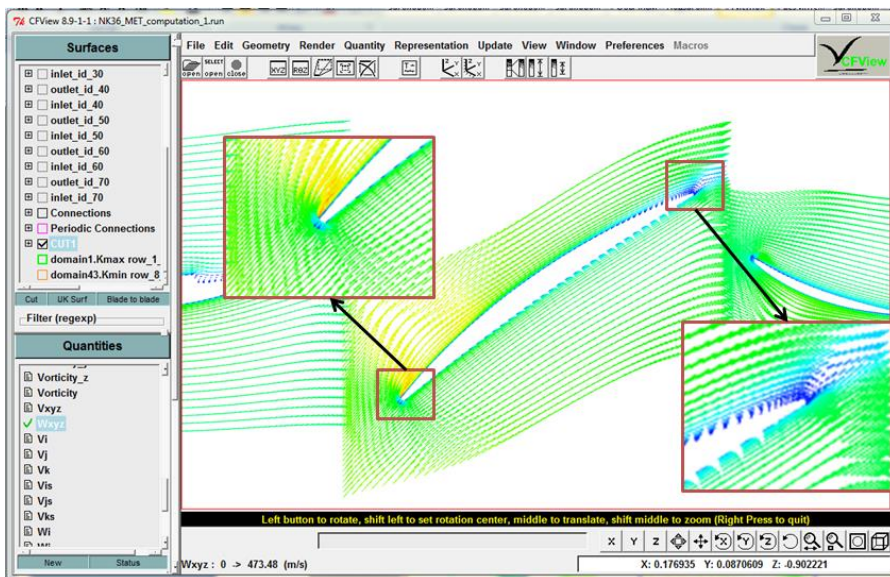


Рис. 2.65. Отображение полей распределения векторов скорости на примере первого РК в среднем сечении

Шаг 39. Построение графических зависимостей.

1. Расчетную модель необходимо отобразить таким образом, чтобы в графическом окне изображалось ее меридиональное сечение (рис. 2.66). Это делается с помощью команды (1,2 на рис. 2.66):

ГМ → Window → Compute & Open Pitch Average.

2. В списке *Quantities* (3 на рис. 2.66), в дереве проекта, следует выбрать переменную, график изменения которой будет строиться (в рассматриваемом примере это полная температура - *Absolute Total Pressure*) (4 на рис. 2.66).

3. Для построения графика следует запустить команду (1,2,3 на рис. 2.67):

ГМ → Representation → Cartesian Plot → Along Section.

Данная команда позволяет получить график изменения выбранного параметра по высоте, вдоль секущей линии, пересекающей тракт сверху вниз, тем самым, указывая интересующую область на расчетной модели.

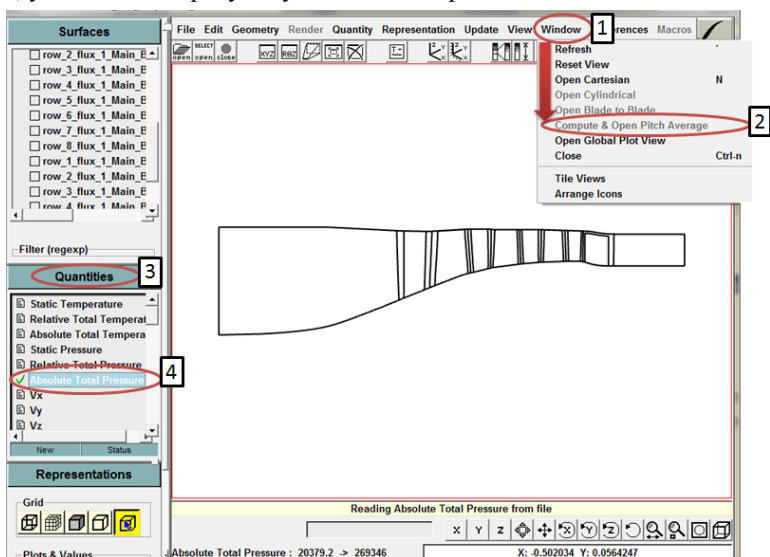


Рис. 2.66. Меридиональный вид расчетной модели

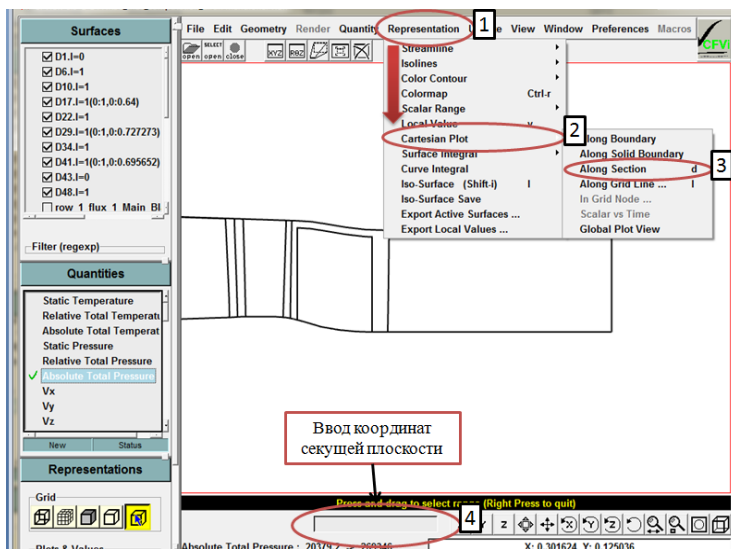



Рис. 2.67. Построение секущей линии

Секущую прямую можно задать, как по координатам, в информационном окне в нижней части рабочего поля (4 на рис. 2.67), так и указав положения конечных точек мышью. Для этого нужно щелкнуть ЛКМ на начальной точке и, не отпуская кнопки, довести мышь до конечной точки.

В примере следует построить секущую линию вблизи выходной границы (1 на рис. 2.68). Остальные интересующие графики строятся по аналогии.

После задания точек в правой части графического окна появится интересующий график (2 на рис. 2.68)

4. Изменить размер окна можно с использованием кнопок для управления размерами  расположенные в верхней части рабочего поля (3 на рис. 2.68).

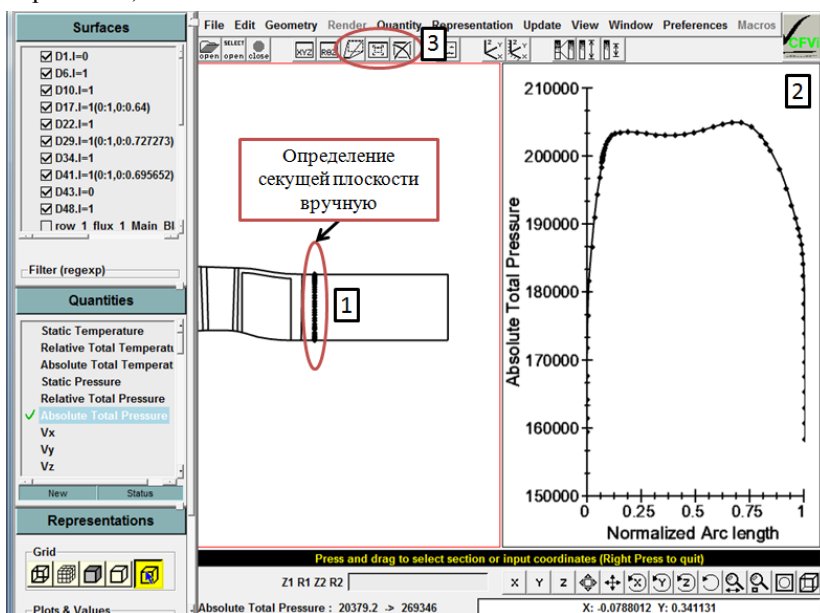


Рис. 2.68. Результат построения графика изменения полного давления по высоте лопатки на выходе из ступени

5. По умолчанию график построен вдоль относительной высоты канала *Normalized Arc Length* (она задается в долях единицы). При необходимости переменную, откладываемую вдоль горизонтальной оси можно поменять (рис. 2.69):

- Щелкнуть ЛКМ на требуемой оси графика.
- Вызвать меню свойств оси щелчком ПКМ.
- В появившемся меню выбрать пункт *Function of* (1 на рис. 2.69).
- Затем выбрать новую переменную, которая будет откладываться вдоль оси (*X, Y, Arc Length, Norm Arc Length, Quantity*) (2 на рис. 2.69).

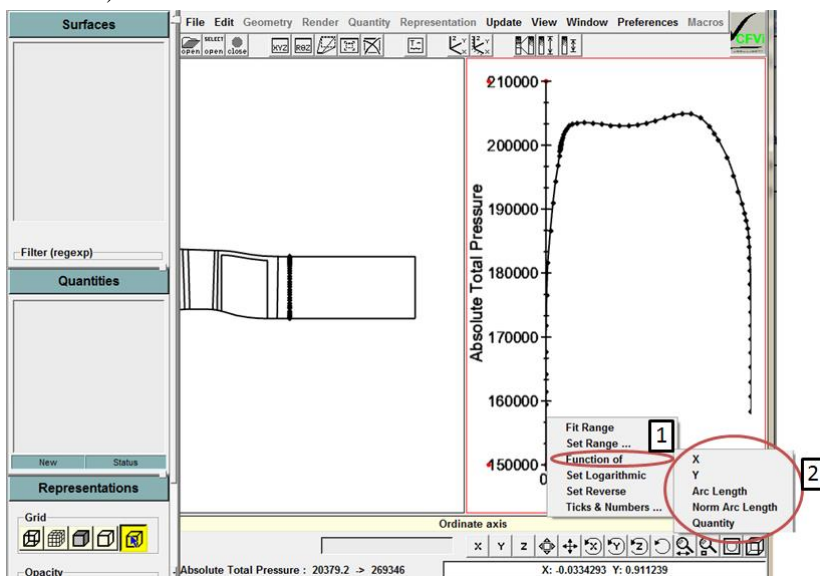


Рис. 2.69. Изменение параметра оси

Шаг 40. Экспорт информации из графиков в текстовый документ.

Полученная графическая зависимость может быть экспортирована в виде текстового файла с расширением **.dat* для дальнейшего построения графиков в других программах и, например *Excel*, сравнения результатов расчета, полученных в других программах и экспериментальными данными.

Для экспорта данных необходимо выполнить следующие действия (рис. 2.70):

- Выбрать графическую зависимость щелчком ЛКМ.
- Вызвать меню свойств графика щелчком ПКМ.
- В появившемся меню выбрать команду *Export to File* (1 на рис. 2.70).

Далее аналогичным образом был построен график изменения полной температуры по высоте лопатки на выходе из ступени (рис. 2.71).

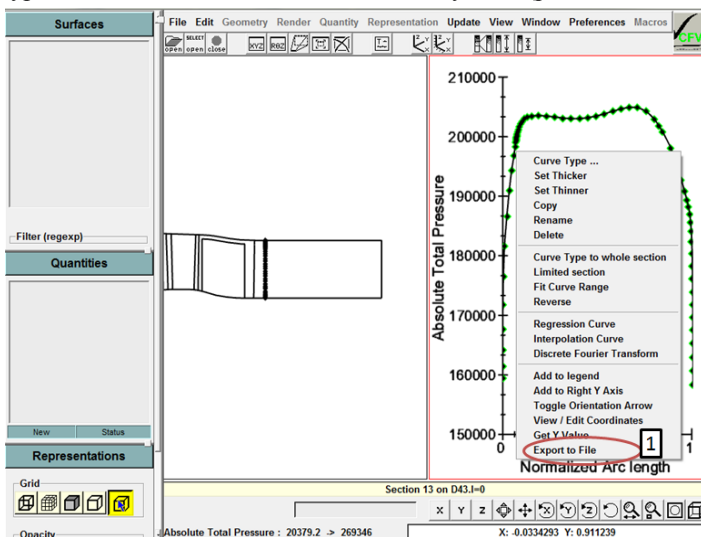


Рис. 2.70. Экспорт информации из графиков в текстовый документ

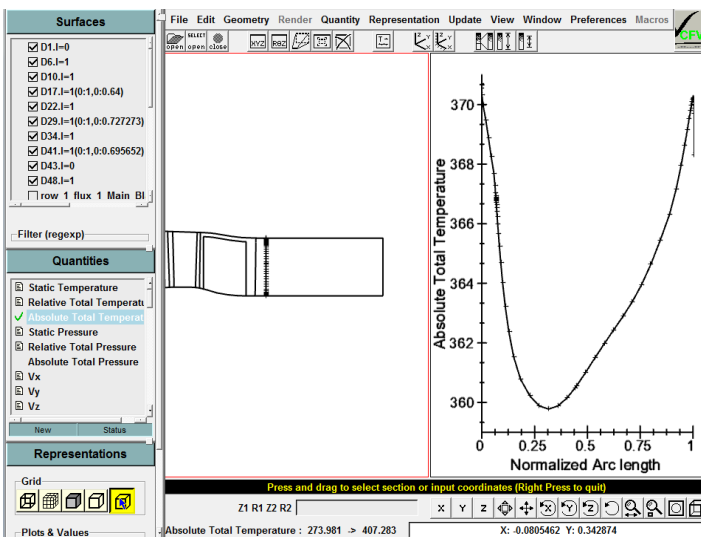


Рис. 2.71. Результат построения графика изменения полной температуры по высоте лопатки на выходе из ступени


2.3.4. Определение интегральных параметров потока в характерных сечениях

Для определения интегральных значений переменных (например, полной температуры, статической температуры, полного давления, статического давления, расхода) в некоторых сечениях проточной части турбомашины необходимо выполнить следующие действия (рис. 2.72).



Шаг 41. Определение интегральных параметров потока в контрольных сечениях.

1. Отобразить трехмерное изображение расчетной модели в графическом окне, либо загрузить его (1 на рис. 2.72).

2. В дереве проектов следует выбрать интересующую границу, значение параметров в которой интересует пользователя. Например, выходную границу (2 на рис. 2.72). Она должна быть помечена ☒. С остальных элементов выделение необходимо снять.


Для исключения ошибок можно посветить выбранную границу, нажав на кнопку  (5 на рис. 2.72) во вкладке *Grid* (4 на рис. 2.72) в меню *Representations* (3 на рис. 2.72).

3. Во вкладке *Quantities* (6 на рис. 2.72), находящейся в дереве проекта, следует выбрать необходимую переменную, например *Absolute Total Temperature* (7 на рис. 2.72) – полную температуру.

4. Во вкладке *Integrals* (8 на рис. 2.72), находящейся в дереве проекта следует нажать кнопку  (9 на рис. 2.72). Она дает команду на вычисление интегрального параметра, осредненного по расходу. Также при необходимости параметр можно осреднять по площади сечения с помощью кнопки , расположенной левее.

После выполнения описанных действий, в информационном окне, расположенном под рабочим полем, высветиться значение выбранного параметра (10 на рис. 2.72).

Для отображения значения расхода на выходе из ступени следует во вкладке *Integrals* (8 на рис. 2.72), находящейся под деревом проекта, нажать

кнопку  (11 на рис. 2.72), после чего в информационном окне высветится значение массового расхода (12 на рис. 2.72).

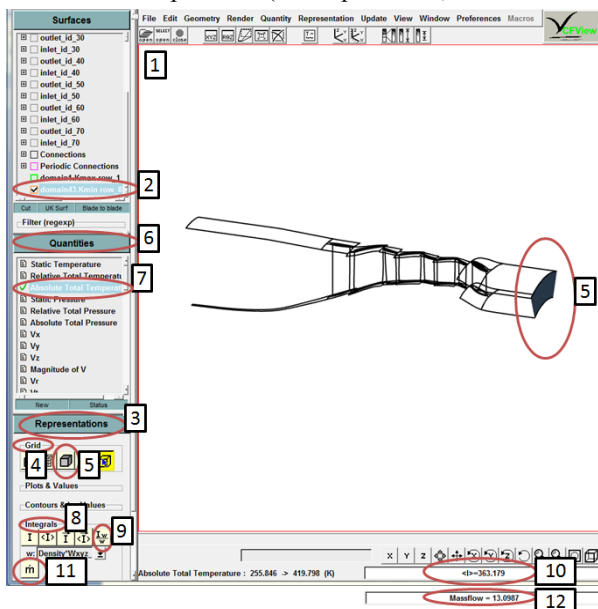


Рис. 2.72. Вычисление интегральных значений параметров потока

2.3.5. Построения линий тока


Шаг 42. Построение линий тока.

Построение линий тока осуществляется в следующей последовательности.

1. Перед построением линий тока рекомендуется очистить графическое окно от предыдущих построений с помощью команды (1, 2, 3 на рис. 2.60):

$GM \rightarrow Update \rightarrow Delete \rightarrow All$.

2. Для повышения информативности следует погасить все элементы геометрии, кроме лопаток рассматриваемого венца и втулочной поверхности. Для этого следует отметить галочками все компоненты геометрии. Затем щелкнуть ЛКМ на знаке «+» левее названия *Rotor/Stator* (в зависимости от

того, какая лопатка интересует пользователя) (1 на рис. 2.73) и снять выделение с нужных поверхностей (2 на рис. 2.73), как это сделано на рис. 2.73. Далее нужно нажать клавишу «b» на клавиатуре (3 на рис. 2.73). Для исключения ошибок можно подсветить поверхности выбранной лопатки, нажав на кнопку  (4 на рис. 2.73).

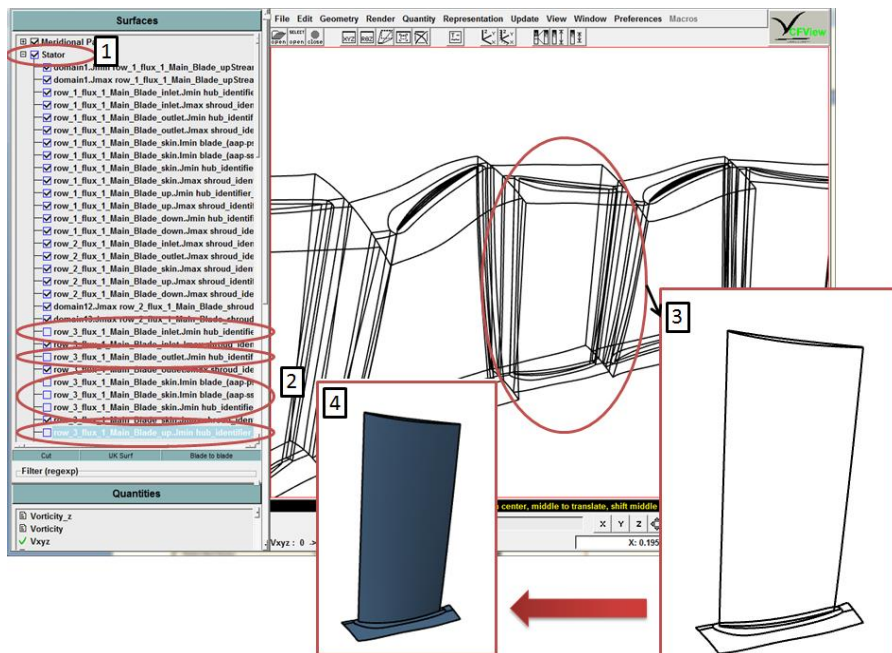



Рис. 2.73. Подготовка модели направляющего аппарата первой ступени для отображения линий тока

3. В дереве проекта нужно выбрать ☒ входную поверхность домена в котором находится интересующая лопатка (в примере для НА первой ступени - ☒ **inlet_id_20**), либо любую поверхность, откуда будут выходить линии тока (1 на рис. 2.75).

4. Во вкладке *Quantities*, находящейся в дереве проекта, следует выбрать параметр V_{xyz} (2 на рис. 2.75).

5. Во вкладке *Vector Lines* (3 на рис. 2.75), находящейся в нижней части дерева проекта, следует нажать кнопку  (Vector Lines Parametrs)

(4 на рис. 2.75). Она вызовет меню настройки параметров отображаемых линий тока.

6. В появившемся меню *Vector Lines Parameters* (рис. 2.74), в поле *Color* (1 на рис. 2.74), следует выбрать пункт *Velocity* (2 на рис. 2.74), остальные настройки нужно оставить по умолчанию. Сделанные настройки подтверждаются нажатием кнопок *Apply* (3 на рис. 2.72), затем *Close* (4 на рис. 2.74).

7. Нужно нажать на кнопку



(*Vector Lines from Grid Line*)

(5 на рис. 2.75) во вкладке *Vector Lines* (3 на рис. 2.75), данная команда позволяет построить векторные линии по линиям сети в зависимости от ее осей (*i* или *j*).

8. В появившемся окне *Vxyz vector lines along grid line* (6 на рис. 2.75), в поле *index* (7 на рис. 2.75) выбор параметра *i* или *j* (координатные оси сети) определяет направление распространения векторных линий. Если выбрать индекс *i*, векторные линии будут отображаться вдоль сеточных линий по высоте лопатки (рис. 2.75). При выборе индекса *j* отображение векторных линий происходит вдоль сеточных линий по ширине межлопаточного канала (рис. 2.76). Для запуска процесса прорисовки линий тока в графическом окне следует нажать клавиши *Apply* (8 на рис. 2.75).

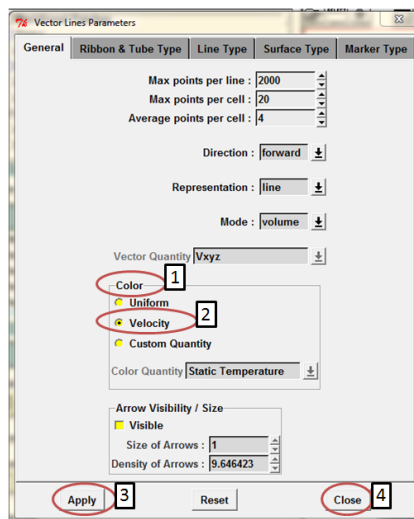


Рис. 2.74. Окно *Vector Lines Parameters*

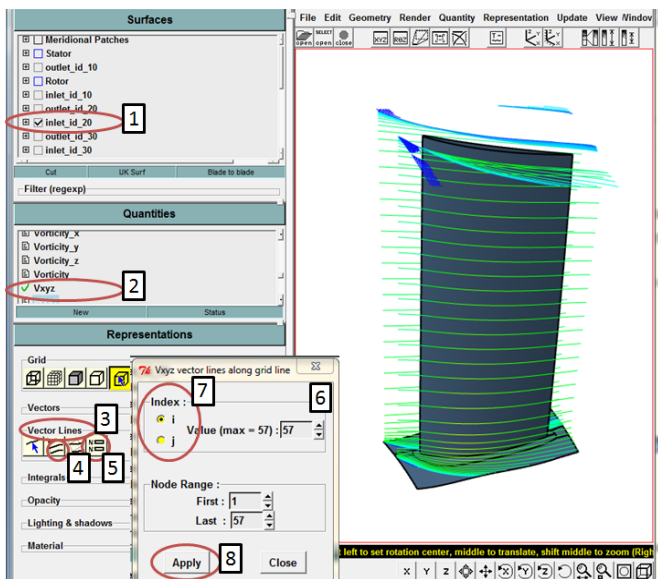


Рис. 2.75. Отображение векторных линий вдоль сеточных линий по высоте лопатки (направление i)

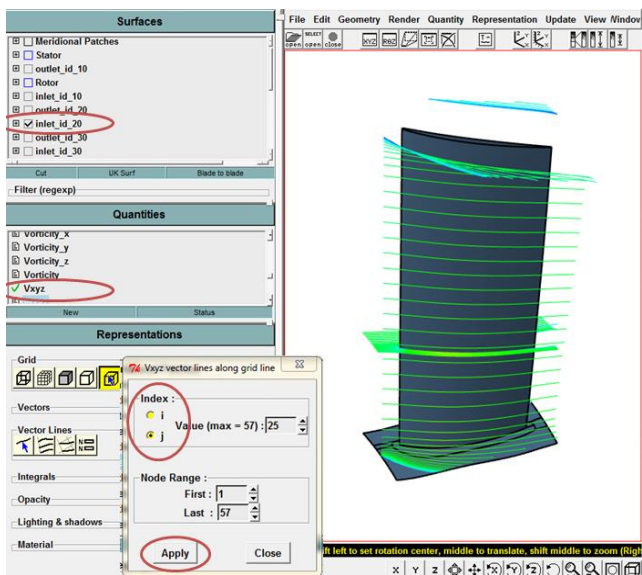


Рис. 2.76. Отображение векторных линий вдоль сеточных линий по ширине межлопаточного канала (направление j)

3. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕНТИЛЯТОРА ГТД С ПОМОЩЬЮ ЕГО ЧИСЛЕННОЙ МОДЕЛИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ *NUMECA*

В процессе эксплуатации рабочий режим газотурбинных установок и двигателей может меняться в широких пределах. Это может быть вызвано изменением потребной тяги или мощности, внешних условий, высоты полета и т.п. Особенно в широком диапазоне меняются режимы работы ГТД авиационного применения. В результате условия работы компрессоров и вентиляторов, входящих в состав двигателей меняются в широких пределах. Это приводит к изменению частоты вращения, степени повышения давления, расхода воздуха, скоростей и углов натекания потока на лопатки. Это в свою очередь изменяет мощность, потребляемую компрессором, и его КПД, а в некоторых случаях возможно появление неустойчивых режимов, нежелательных в эксплуатации.

Поэтому одним из важнейших требований к компрессору является благоприятное протекание характеристик. То есть, достаточно высокий КПД и степень сжатия, а также отсутствие неустойчивых режимов на всех эксплуатационных режимах [2, 3]. Представление о работе компрессора на нерасчетных режимах дает его характеристика.

Зависимость параметров, характеризующих работу компрессора, от параметров, характеризующих режим его работы, называется *характеристикой компрессора*. Работка компрессора характеризуется двумя параметрами: степенью сжатия π_k^* и КПД η_k . Режим работы компрессора определяется частотой вращения РК n и расходом воздуха G_g , либо комплексами, связанными с ним ($q(\lambda_g), \lambda_g$ и т.п.) [2, 3]. Типовой вид характеристики компрессора приведен на рис. 3.1.

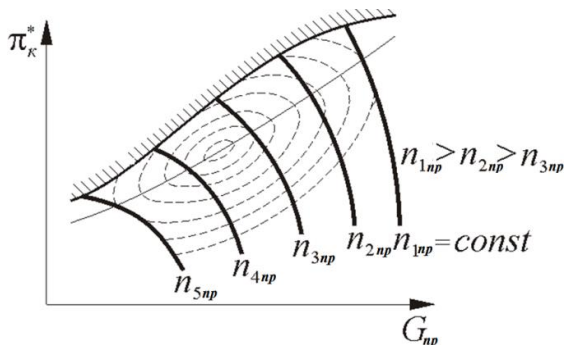


Рис. 3.1. Характеристика компрессора, построенная по приведенным параметрам [2]

Характеристика компрессора, полученная при фиксированной частоте вращения ($n = const$) называется напорной. Типовой вид напорной характеристики приведен на рис. 3.2.

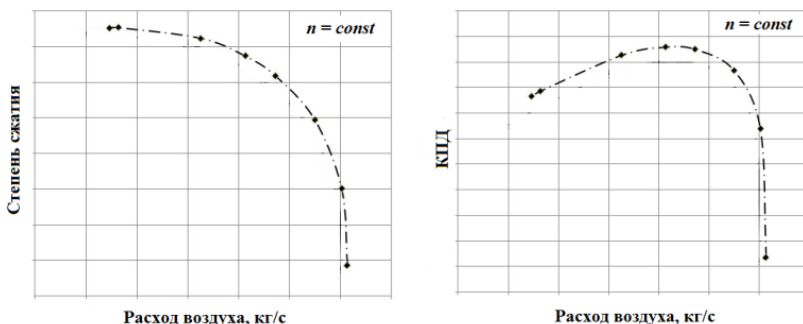


Рис. 3.2. Напорные характеристики компрессора

Знание характеристик необходимо для выбора оптимальных условий работы компрессора в составе установки, оптимального регулирования турбокомпрессора, обеспечивающего работу в области характеристик с высокими КПД при условии достаточности запасов газодинамической устойчивости компрессора [1].

Принципиально технология получения характеристики компрессора с помощью численных методов газовой динамики относительно проста. Опираясь на расчетную модель рабочего процесса, технология построения которой изложена в разделе 2, следует просчитать несколько рабочих точек при

постоянной частоте вращения ротора n , задавая соответствующие граничные условия на входе и выходе. Затем, опираясь на них, строится интересующая напорная кривая $\pi_k^*, \eta_k = f(G_v)$ (рис. 3.2). Подобная серия расчетов повторяется для других значений частоты вращения n , формируя характеристику компрессора (рис. 3.1). Однако, несмотря на кажущуюся простоту, здесь имеется ряд "подводных камней".

Расчет с помощью методов вычислительной газовой динамики является поверочным. Его цель состоит в том, чтобы найти какие параметры (в первую очередь степень сжатия π_k^* и КПД η_k) покажет исследуемый компрессор. Численное моделирование его рабочего процесса обычно производится при одном из двух сочетаний граничных условий: полное давление p^* на входе и расход G или статическое давление p на выходе.

Как видно из рис. 3.3, напорную ветку характеристики компрессора условно можно разделить на три участка:

- вертикальную ветку, для которой характерно сильное изменение степени сжатия π_k^* при незначительном варьировании расходом G ;
- горизонтальную ветку, для которой характерно небольшое изменение степени сжатия π_k^* при существенном изменении расхода G ;
- переходный участок.

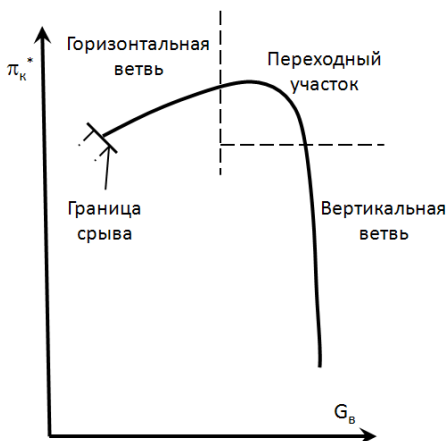


Рис. 3.1. Характерные участки напорной характеристики компрессора

Анализируя форму напорной линии можно заключить, что ни одна из возможных пар граничных условий на входе и выходе не применима для расчета характеристики во всем диапазоне изменения параметров. Задание расхода на выходной границе G не позволит корректно описать вертикальную ветвь. Задание статического давления p (фактически определяющему степень сжатия π_k^*) не позволит достоверно описать горизонтальную ветвь. Кроме того, как видно из рис. 3.3, одному значению степени сжатия π_k^* может соответствовать два значения расхода G .

Для назначения численных величин граничных условий необходимо опираться на положение исследуемой рабочей точки на напорной ветке. Однако именно эта информация должна быть определена в результате расчета.

Другая проблема заключается в неустойчивости решения на режимах сильно отличающихся от расчетного из-за нестационарного характера течения там.

Ниже приводится алгоритм расчетного определения характеристик лопаточных компрессоров с помощью численных методов газовой динамики. Она была апробирована в программных комплексах *Ansys CFX* и *NUMECA* и верифицирована путем сопоставления результатов расчета с экспериментальными данными.

Для расчета напорной ветки компрессора с помощью численных методов газовой динамики необходимо выполнить следующие действия:

1. Выбирается частота вращения РК n , для которой необходимо получить напорную характеристику компрессора.

2. Расчет начинается с вертикального участка напорной ветки. Первый расчет проводится со следующим сочетанием граничных условий:

- на входе задается полное давление p^* , равное атмосферному давлению или давлению на выходе из предыдущего узла изделия;
- на выходе задается статическое давление p численно равное полному давлению на входе.

Так моделируется режим полного запираания компрессора (точка 1 на рис 3.4), при котором степень сжатия π_k^* минимальна, а расход рабочего тела через него определяется его пропускной способностью. Фактически это максимальный расход рабочего тела G , который может пропустить через себя компрессор.

При расчете первой точки характеристики следует обратить пристальное внимание на корректное проведение инициализации. Суть инициализации заключается в задании для каждого домена РК и НА ожидаемых, по результатам проектного расчета, значений статического давления p и статической температуры T . Если подобных данных нет, то их можно оценить через величину приведенной скорости λ . Уровни λ для определения статических параметров рекомендуется брать следующие: для РК от $\lambda=0,65...0,7$, для НА от $\lambda=0,55...0,6$.

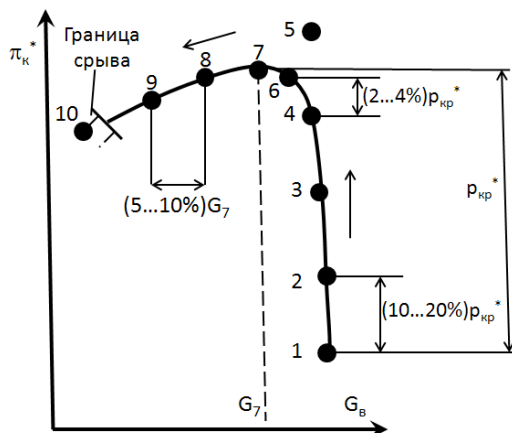


Рис. 3.4. К пояснению алгоритма расчета напорной ветки характеристики компрессора

3. Используя результаты расчета п.2 в качестве отправной точки (для инициализации), проводится второй расчет, в котором статическое давление p на выходе из ступени больше принятого на предыдущем шаге на $10...20\%$ проектной величины давления на расчетном режиме $p_{кр}^*$. Например, если проектная степень сжатия компрессора составляет $\pi_k^*=4,5$, то ожидаемое давление на его выходе составит $p_{кр}^*=450000\text{Па}$ и, следовательно, изменение статического давления на выходе следует выбирать из диапазона $\Delta p=45000...900000\text{Па}$ (точка 2 на рис 3.4). При расчете вертикальной ветки на режимах с более высокими оборотами шаг по давлению можно выбирать больше, чем на режим с меньшими оборотами.

4. Проводится следующий расчет, в котором статическое давление p на выходной границе на 10...20% проектной величины давления на расчетном режиме $p_{кр}^*$ больше статического давления в предыдущем расчете (точки 3 и 4 на рис. 3.4). Расчет каждой новой точки начинается (инициализируется) на основе результатов расчета предыдущей.

Расчет очередной точки следует считать завершенным в том случае, когда с ходом итераций значение степени сжатия не меняется, а дисбаланс массы и энергии по всем элементам расчетной области не превышает 2%. Обычно для расчета одной точки при принятом сочетании граничных условий достаточно 500...700 итераций.

5. Пункт 4 повторяется до тех пор, пока расчет очередной точки не удастся завершить, либо полученные результаты будут противоречить физике рабочего процесса компрессора. Это значит, что рассматриваемая (не решаемая) точка находится за пределами напорной ветки (точка 5 на рис. 3.4).

6. Следует вернуться к результатам последнего удачного расчета (точка 4 на рис. 3.4) и, отталкиваясь от них, провести новый расчет по рекомендациям п.4, однако величину изменения давления на выходе следует сократить в 4...5 раз. Так можно рассчитать параметры потока в 2...3 точках на переходном участке (точки 6 и 7 на рис. 3.4).

7. Для одной из точек на переходном участке необходимо найти полученное в расчете значение расхода рабочего тела G_7 . Затем следует создать расчетную модель с граничными условиями: полное давление на входе в компрессор p^* и расход на выходе G . Причем численное значение расхода следует взять на 5...10% меньше, чем величина G_7 . Так будет найдена первая точка на горизонтальном участке (точка 8 на рис. 3.4).

8. Проводится серия расчета с сочетанием граничных условий из п. 7. В каждом расчете значение расхода на выходе принимается на 5...10% меньше, чем в предыдущем расчете.

9. По мере уменьшения расхода устойчивость процесса расчета будет уменьшаться, и некоторый момент решение не удастся получить. Эта точка находится либо вблизи границы срыва или левее ее (точка 10 на рис. 3.4). На этом расчет напорной ветки закончен.

10. Опираясь на данные, полученные при выполнении п. 2...9, строится напорная ветка $\pi_k^*, \eta_k = f(G_b)$, соответствующая частоте вращения принятой в п.1.

11. Изменяется частота вращения РК и действия 1...9 повторяются вновь до получения новой напорной ветки. Аналогичным образом рассчитываются ветки для всех интересующих частот вращения.

Как видно последовательность расчета характеристик вентиляторов требует большого участия пользователя. Однако в программном комплексе NUMECA имеется специальная подпрограмма, реализующая данный алгоритм и позволяющая автоматизировать расчет характеристик вентиляторов.

Шаг 43. Создание напорной линии в окне *Performance Curve Definition*

Настройка автоматизированного расчета характеристик в программе NUMECA осуществляется в окне настройке решателя *FINE™/TURBO*. В нем будут указаны дополнительные точки напорной характеристики, в которых следует провести расчет.

После выполнения шага 32, во вкладке *Computations* (1 на рис. 3.5) следует в дереве проекта выбрать пункт *Create Performance Curve* (2 на рис. 3.5). Далее в появившемся окне *Performance Curve Definition* (3 на рис. 3.2) в поле *Number of points in stall region* следует поставить 7 (4 на рис. 3.2) – количество расчетных точек, статическое давление в которых увеличивается от точки к точке (7 – это рекомендуемое число точек для такого рода задач). В поле *Number of points in choke region* следует поставить 0 (5 на рис. 3.2) – количество расчетных точек, статическое давление в которых уменьшается от точки к точке. Следует заметить, что количество точек равное 7, означает, что характеристика будет состоять из 8 точек. Восьмой точкой является эталонная, ранее посчитанная, точка.

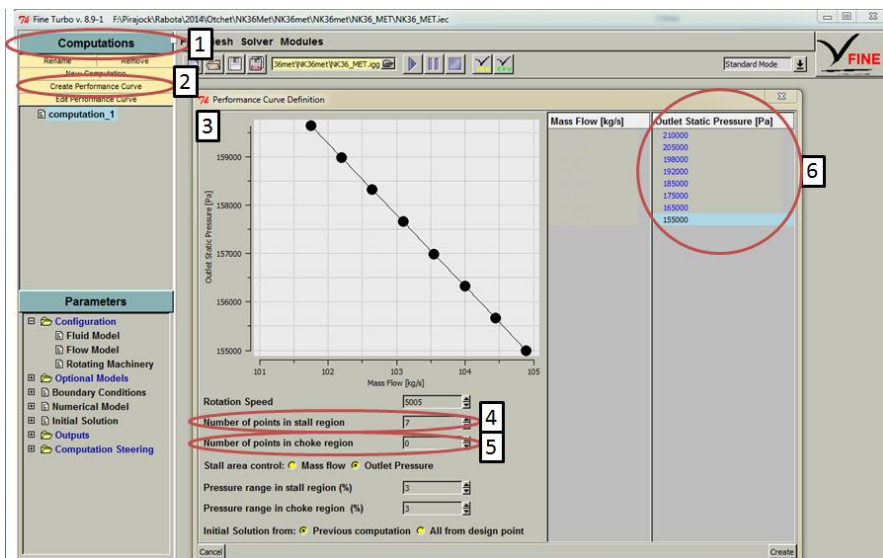


Рис. 3.5. Создание напорной линии в окне *Performance Curve Definition*

Затем в верхней правой части окна *Performance Curve Definition* следует задать статические давления в каждой точке, как показано в пункте 6 на рис. 3.5, от эталонного давления до давления, известного из проектной характеристики. Промежуточные значения статических давлений задаются произвольно исходя из того, что в конце характеристики (ближе к границе срыва) шаг должен быть меньше, чем в начале. Необходимые статические давления для вентилятора, рассматриваемого в качестве примера, приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Значения статических давлений в каждой расчетной точке

№ точки	Статическое давление, Па
8	210 000
7	205 000
6	198 000
5	192 000
4	185 000
3	175 000
2	165 000
1	155 000

Теперь следует закрыть окно *Performance Curve Definition*. После этого можно заметить, что в дереве проекта вместо одной расчетной точки появились восемь точек: *Perf_curve_1_design_pt* – эталонная расчетная точка; *Perf_curve_1_stall_pt_1...7* – добавленные расчетные точки на характеристике вентилятора (рис. 3.6).

Проект со сделанными настройками нужно сохранить.

Шаг 44. Изменение числа итераций в некоторых точках характеристики.

Далее необходимо увеличить количество итераций расчета в двух последних точках. Это связано с тем, что при работе компрессора на режиме существенно отличающемся от расчетного, углы натекания сильно отклоняются от расчетных значений, возникают отрывы потока со стороны спинки лопаток и процесс становится нестационарным. Получение завершеного решения в таких условиях требует большее количество итераций.

Для того, чтобы изменить количество итераций расчета в последней, седьмой, точке, следует выбрать её в дереве проекта (1 на рис. 3.6). Затем под вкладкой *Parameters* (2 на рис. 3.6) вызывается команда *Computation Steering* (3 на рис. 3.3) → *Control Variables* (4 на рис. 3.6). В результате рабочая область окна программы примет вид, изображенный на рис. 3.6. В нем, в строке *Maximum number of Iterations* (5 на рис. 3.6), следует ввести количество итераций расчета в последней точке для данного вентилятора – 1000. Аналогичные действия следует провести и для предпоследней, шестой, точки рассматриваемого вентилятора.

Далее следует сохранить проект, а также дополнительно сохранить *Run Files* с помощью команды (1, 2 на рис. 3.7):

ГМ → File → Save Run Files.

Шаг 45. Запуск модуля *Task Manager™*.

Вышеописанный эталонный расчет проводился на одном вычислительном ядре. Но программный комплекс *NUMECA* позволяет разделить расчет между всеми ядрами, имеющимися на используемом компьютере, если это позволяет текущая лицензия. Для увеличения числа процессоров, задействованных в вычислении, следует перейти в модуль *Task Manager* с помощью команды (1, 2 на рис. 3.8):

ГМ → Modules → Task Manager.

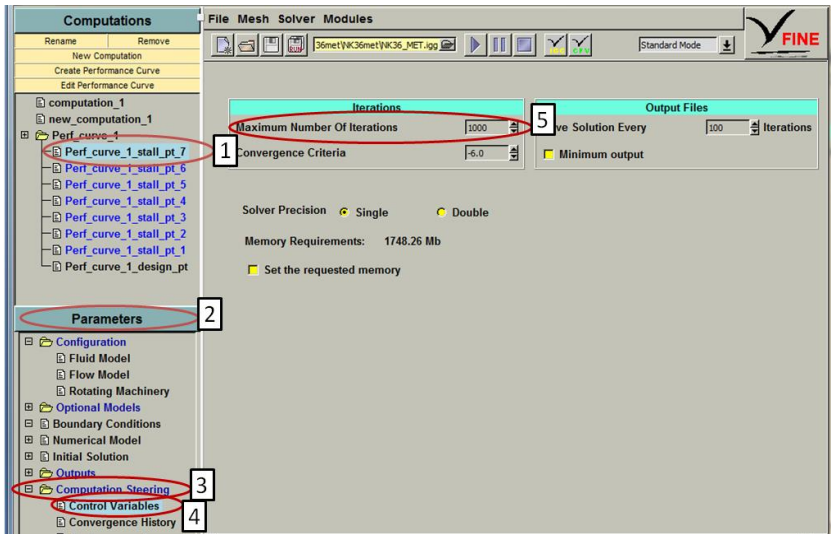


Рис. 3.6. Увеличение числа итераций в меню *Control Variables*

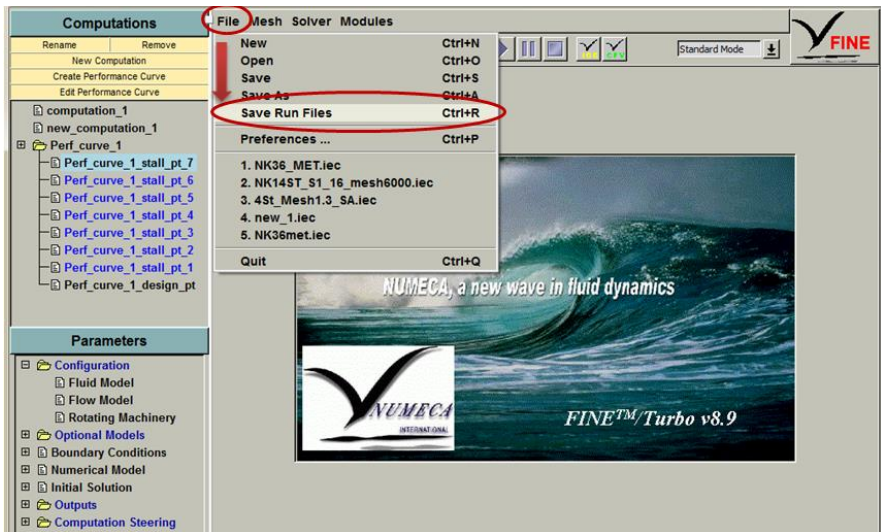


Рис. 3.7. Сохранение *Run Files*

В результате открывается окно модуля *Task Manager™ v.8.9-1*, изображенное на рис. 3.9. Его графический пользовательский интерфейс позволяет создать задачу (расчет характеристики) в меню *Task List* (1 на рис. 3.9), затем добавить подзадачи (расчет каждой отдельной точки характеристики) в меню *Task Definition* (2 на рис. 3.9).

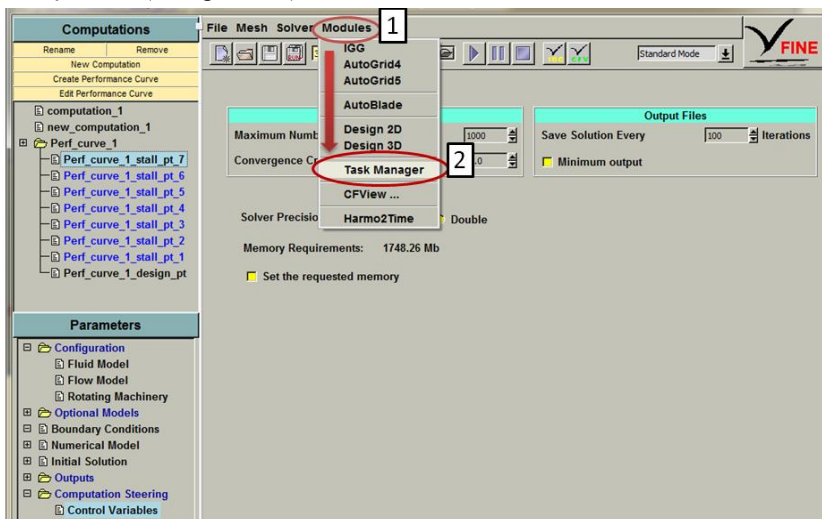


Рис. 3.8. Запуск модуля *Task Manager™ v.8.9-1*

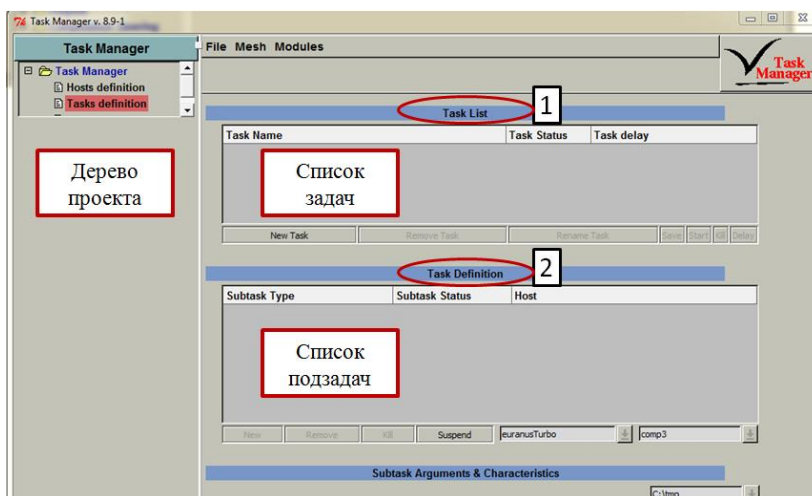



Рис. 3.9. Рабочее окно модуля *Task Manager™ v.8.9-1*

Шаг 46. Создание задачи в *Task Manager™* v.8.9-1.

Для того, чтобы добавить новую задачу, в окне *Task Manager™* следует нажать на кнопку *New Task* (1 на рис. 3.10) в меню *Task List* (1 на рис. 3.9). После чего, появится новая задача с названием *task 1* и статусом - *pending* (в ожидании) (2 на рис. 3.10). Теперь следует добавить подзадачи для расчета каждой отдельной точки. Это делается следующим образом, необходимо нажать на кнопку *New* (3 на рис. 3.10) в меню *Task Definition* (2 на рис. 3.9). Появилась новая подзадача с названием *euranusTurbo* и статусом - *pending* (в ожидании) (4 на рис. 3.10). Программный комплекс NUMECA при сохранении *Ran File* автоматически для каждого из них создал отдельные папки, в том числе папку для эталонной точки с названием *<Название проекта>_Perf_curve_1_design_pt*. Данная точка и будет являться первой при расчете характеристики вентилятора. Для её загрузки необходимо нажать на кнопку  (7 на рис. 3.10) напротив пункта *Run Files* (6 на рис. 3.10) в меню *Subtask Arguments & Characteristics* (5 на рис. 3.10) и выбрать в окне *Select a run file* нужный *Run File* как показано на рисунке 3.11.

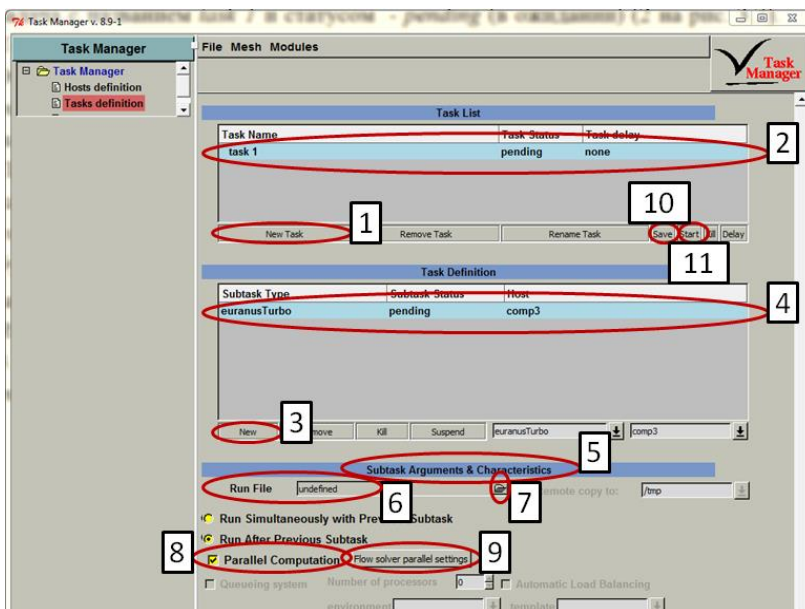


Рис. 3.10. Создание задачи в модуле *Task Manager™* v.8.9-1

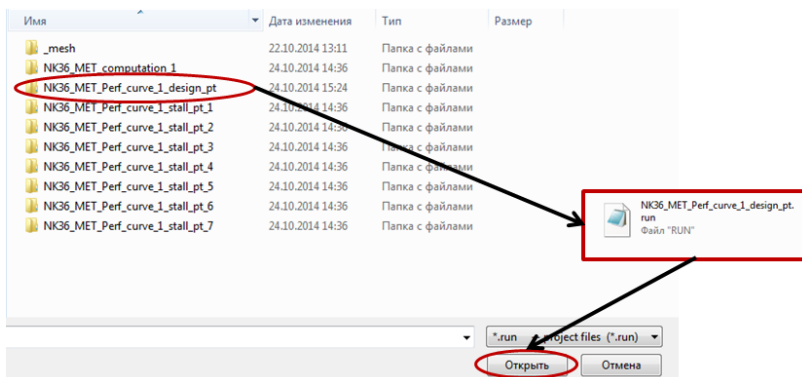


Рис. 3.11. Выбор Run File

Шаг 47. Добавление дополнительных ядер.

Для того, чтобы распараллелить расчет и считать задачу сразу на нескольких ядрах, необходимо в окне модуля *Task Manager™ v.8.9-1* отметить галочкой пункт *Parallel Computation* (8 на рис. 3.10), затем нажать на появившуюся кнопку *Flow solver parallel settings* (9 на рис. 3.10). После выполнения описанных выше действий появится окно *Flow Solver – Parallel settings* показанное на рис. 3.12. В нем следует указать, что к процессу вычисления присоединяются еще 2 ядра (*Process*) с помощью кнопки *New Process On* (1 на рис. 3.12). Затем с помощью встроенной функции *Automatic Load Balancing* (2 на рис. 3.12) необходимо разделить информационный потока между ядрами. Для принятия, созданного программой, разделения следует отметить галочкой пункт *Set the requested*

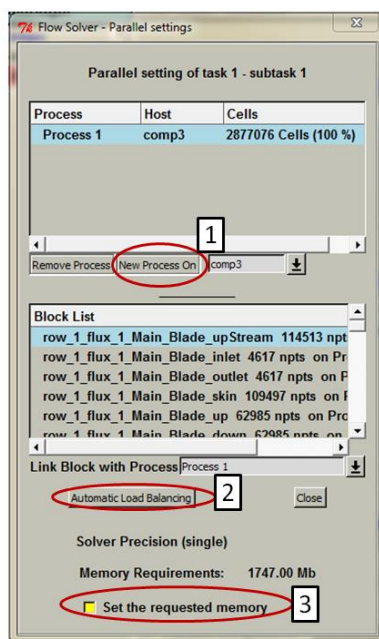


Рис. 3.12. Окно Flow Solver – Parallel settings

memory (3 на рис. 3.12). Далее следует убрать только что поставленную галочку и разделить нагрузку еще раз (таким образом получается наиболее оптимальное разделение). После второй итерации также следует отжать галочку в пункте *Set the requested memory* и после этого закрыть окно *Flow Solver – Parallel settings*.

На следующем этапе для данного компрессора следует создать еще семь подзадач и для каждой из них выбрать свой *Run File* (как описано в шаге 46), но распараллеливать нагрузку уже не придется, т.к. эта настройка выполняется один раз для всех подзадач.

Шаг 48. Запуск процесса решения.

На следующем этапе Далее следует сохранить задачу, нажав на кнопку *Save* (10 на рис. 3.10), и запустить её на расчет, нажав на кнопку *Start* (11 на рис. 3.10).

Аналогично расчету базовой точки, описанному в разделе 2.2.4, для контроля хода решения в процессе, целесообразно вывести на экран меню *Convergence History*, в котором будут отражаться значения основных параметров (глобальная невязка, расход на входе и на выходе, КПД, перепад давления, осевая сила, момент) рассчитываемых в ходе решения, как в виде динамически изменяющихся значений в правом верхнем окне, в зависимости от итераций, так и в виде динамически меняющегося графика.

Для этого следует снова перейти в модуль *Fine Turbo* с помощью команды (1, 2 на рис. 3.13):

ГМ → Modules → Fine Turbo.

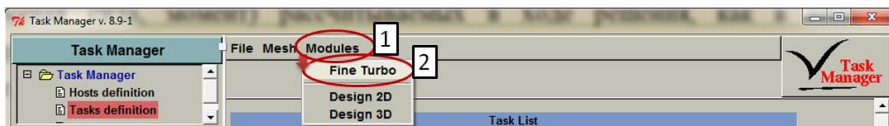


Рис.3.13. Переход из модуля *Task Manager* в модуль *Fine Turbo*

Затем, нажав в дереве проекта, под вкладкой *Parameters*, пункты *Computation Steering* (1 на рис. 3.14) → *Convergence History* (2 на рис. 3.14), осуществляется переход к окну визуализации процесса решения.

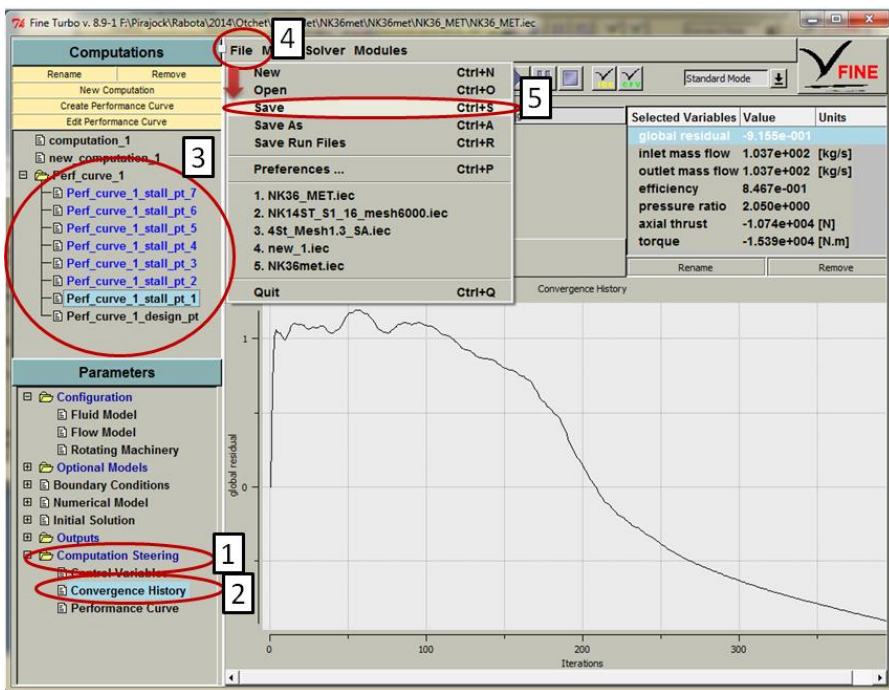


Рис.3.14. Визуализация процесса решения

Для того, чтобы просмотреть процесс изменения отслеживаемых переменных в процессе итераций в одной из рассматриваемых точек характеристик необходимо в дереве проекта щелчком ЛКМ выбрать желаемую точку (3 на рис. 3.14).

После завершения расчета, результаты следует сохранить с помощью команды $ГМ \rightarrow File \rightarrow Save$ (4, 5 на рис. 3.14).

На этом работа в программе *FINETMTurbo* закончена и ее можно закрыть.

Шаг 48. Построение характеристик $\pi_k^* = f(G_B)$ и $\eta_k = f(G_B)$ при $n = const$.

Результатом расчета в программном комплексе *NUMECA*, является получение зависимостей $\pi_k^* = f(G_B)$ и $\eta_k = f(G_B)$ при $n = const$. Для того, чтобы отобразить эти зависимости, необходимо в дереве проекта, под вкладкой *Parameters* (1 на рис. 3.15), выбрать пункты *Computation Steering* (2 на рис. 3.15)

→ *Performance Curve* (3 на рис. 3.15). После выполнения выше указанных команд рабочая область вновь изменит свой вид. Ее изображение показано на рис. 3.15.

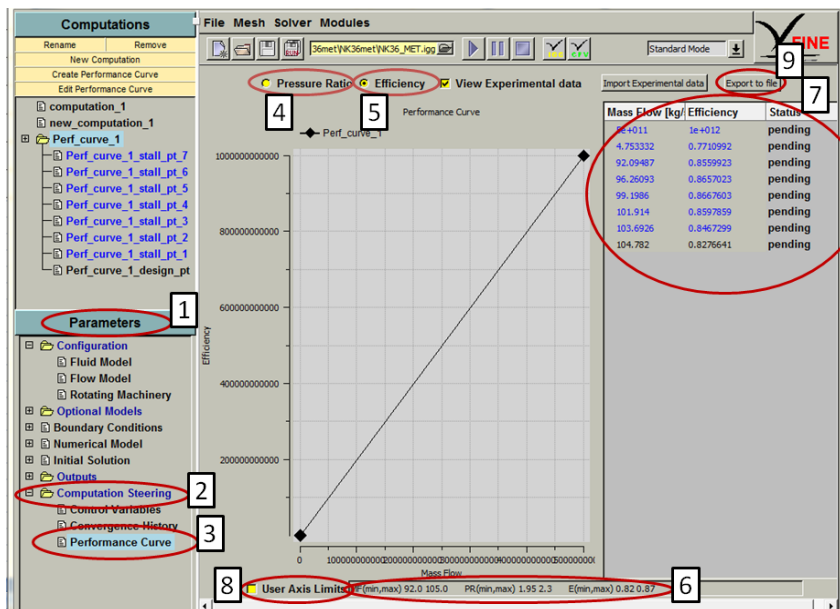


Рис.3.15. Визуализация процесса решения

В верхней части рабочего окна щелчком ЛКМ можно выбрать вид желаемой характеристики: либо *Pressure Ratio* – степень повышения давления (4 на рис. 3.15), либо *Efficiency* - КПД (5 на рис. 3.15). А в нижней части окна (6 на рис. 3.15) можно задать максимальные и минимальные значения оси абсцисс и ординат, ориентируясь на рассчитанные данные в правой верхней части рабочего окна (7 на рис. 3.15). Для того, чтобы сменить параметры осей в рабочем окне, следует поставить галочку в пункте *User Axis Limits* (8 на рис. 3.15). Полученные, с помощью меню *Performance Curve*, зависимости $\pi_k^* = f(G_B)$ и $\eta_k = f(G_B)$ при $n = const$, показаны на рис. 3.16 и рис. 3.17.

Значения коэффициента повышенного давления и КПД вентилятора, а также расход воздуха в каждой расчетной точке, может быть сохранено в текстовом файле в формате *.dat*. Для этого необходимо в меню *Performance Curve* нажать на кнопку *Export to file* (9 на рис. 3.15). После этого в корне про-

екта появится файл *Perf_curve_1_pressureRatio_efficiency.dat*, который можно открыть стандартной программой «Блокнот» (рис. 3.18).

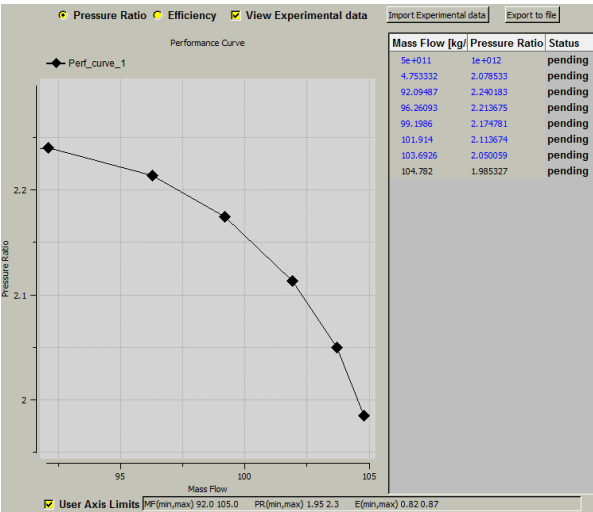


Рис.3.16. Пример расчетной зависимости $\pi_K^* = f(G_B)$ при $n = const$ в меню *Performance Curve*

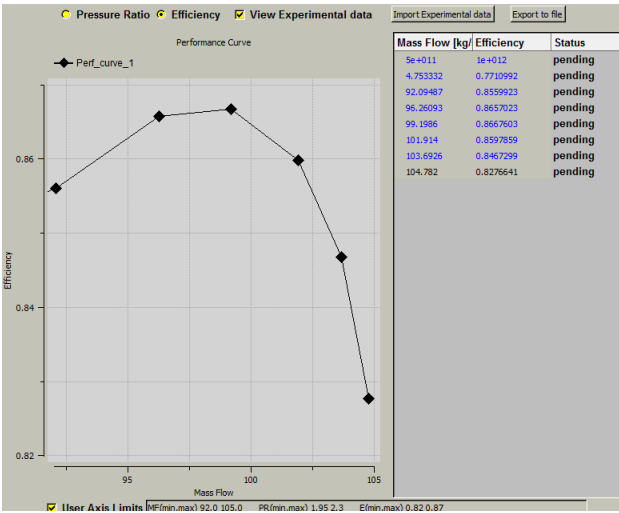
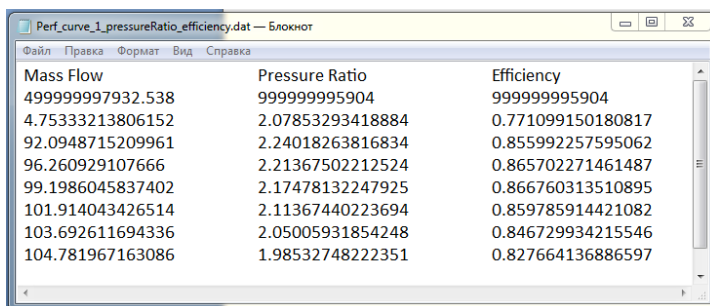


Рис.3.17. Пример расчетной зависимости $\eta_K = f(G_B)$ при $n = const$ в меню *Performance Curve*



Perf_curve_1_pressureRatio_efficiency.dat — Блокнот

Mass Flow	Pressure Ratio	Efficiency
499999997932.538	999999995904	999999995904
4.75333213806152	2.07853293418884	0.771099150180817
92.0948715209961	2.24018263816834	0.855992257595062
96.260929107666	2.21367502212524	0.865702271461487
99.1986045837402	2.17478132247925	0.866760313510895
101.914043426514	2.11367440223694	0.859785914421082
103.692611694336	2.05005931854248	0.846729934215546
104.781967163086	1.98532748222351	0.827664136886597

Рис.3.18. Значения коэффициента повышенного давления и КПД вентилятора и расхода воздуха, записанные в текстовом файле

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: Учебник. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн. 2. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. М.: Машиностроение, 2003. – 616 с.: ил.
- 2 Белоусов, А.Н. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]/А.Н. Белоусов, Н.Ф. Мусаткин, В.М. Радько. - Самара: ФГУП “Издательство Самарский Дом печати”, 2003. – 336с.
- 3 Холщевников, К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]/ К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин.– М.: Машиностроение, 1986. – 432с.
- 4 Japike D., Baines N.C., Introduction to Turbomachinery [Текст]. Concept NRECETIINc.
- 5 Lewis, R. I., 1996, "Turbomachinery performance analysis – Publisher: Elsevier Science & Technology Books Pub", 329 p. Иноземцев
- 6 Андерсон, Д. Вычислительная гидромеханика и теплообмен [Текст]. В 2-х томах/ Д. Андерсон, Дж. Таннехил, Р. Плетчер. – М.: Мир, 1990.- 384с.
- 7 Патанкар, С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости [Текст]/ С. Патанкар. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 150с.
- 8 Флетчер, К. Вычислительные методы в динамике жидкостей [Текст]. В 2-х томах/К. Флетчер. – М.: Мир, 1991. – 1056с.
- 9 Моделирование проточной части и расчет потока в каскаде осевого компрессора с учетом трехмерной структуры течения газа и наличия радиальных зазоров: учеб. пособие/ сост. О.В. Батурин, Д.А. Колмакова, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, Л.С. Шаблий – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 119 с.: ил.
- 10 Дмитриева, И.Б. Программа PROFILER для создания и модификации лопаток турбомашин в рамках задач оптимизации [Текст] / И.Б. Дмитриева, Л.С. Шаблий // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 25-27 июня 2014 г. - Самара: СГАУ, 2014. - В 2 Ч. Ч. 1 - С. 201-203.

- 11 NUMECA, User Manual AutoGrid5 Release 8.4, NUMECA.inc., Belgium, January 2008.